



**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DEL
ESTADO DE MÉXICO**



FACULTAD DE INGENIERÍA

**“RUGOSIDADES BIOMIMÉTICAS DE TIBURÓN EN EL DISEÑO DE
ÁLABES DE AEROGENERADORES DE EJE HORIZONTAL.”**

TESIS

PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO EN SISTEMAS ENERGÉTICOS SUSTENTABLES

PRESENTA

ROSALBA ARELLANO ROMERO

ASESOR

DRA. MARIEL DÁVILA VILCHIS

TOLUCA, EDO. DE MÉXICO, JUNIO DE 2023

**“RUGOSIDADES BIOMIMÉTICAS DE TIBURÓN EN EL
DISEÑO DE ÁLABES DE AEROGENERADORES DE EJE
HORIZONTAL.”**

RESUMEN

En este trabajo de tesis se realizó un estudio sobre el uso de rugosidades biomiméticas de tiburón en el diseño de álabes para aerogeneradores de eje horizontal. Se implementó un modelo matemático con el fin de obtener los parámetros de diseño para cuatro aspas con una longitud de envergadura de un metro, con diferentes perfiles aerodinámicos, dos simétricos y dos asimétricos. También, se diseñó una rugosidad inspirada en las escamas de tiburón de la especie Mako (*Isurus oxyrinchus*) a diferentes escalas para reducir la fuerza de arrastre. Seguido de una selección del diseño del aspa mediante una simulación en CFD, donde se utilizó un modelo de turbulencia SST $k-\omega$, donde el diseño con el perfil NACA 2412 presentó la mejor eficiencia aerodinámica. De la cual se extrajeron cinco secciones del aspa con una envergadura de un centímetro para implementar las escamas de tiburón sobre su superficie a lo largo del lado succión y analizar la relación entre el coeficiente de sustentación y de arrastre por medio de una simulación en CFD. Los resultados obtenidos demuestran que al implementar rugosidades de tiburón sobre un perfil aerodinámico incrementa la eficiencia aerodinámica del aspa comparada con una lisa, sin embargo, este incremento puede depender de las escalas utilizadas y de la distribución.

Palabras clave: Rugosidades biomiméticas, energía eólica y fuerza de arrastre.

ÍNDICE GENERAL

| | |
|--|----|
| ÍNDICE DE FIGURAS..... | 1 |
| ÍNDICE DE TABLAS..... | 5 |
| ÍNDICE DE ECUACIONES..... | 7 |
| NOMENCLATURA..... | 11 |
| INTRODUCCIÓN..... | 16 |
| Capítulo 1 . Fundamentos teóricos..... | 19 |
| 1.1. Aerogeneradores de eje horizontal | 19 |
| 1.1.1. Antecedentes..... | 20 |
| 1.1.2. Componentes de un aerogenerador | 22 |
| 1.2. Aerodinámica en aerogeneradores de eje horizontal | 24 |
| 1.2.1. Número de Reynolds | 24 |
| 1.2.2. Turbulencia | 25 |
| 1.2.3. Teoría de capa límite | 26 |
| 1.2.4. Fuerzas aerodinámicas | 30 |
| 1.2.5. Perfiles aerodinámicos..... | 36 |
| 1.2.6. Teoría de disco actuador | 41 |
| 1.2.7. Teoría general de cantidad de movimiento con rotación | 45 |
| 1.2.8. Teoría de elemento del aspa | 49 |
| 1.2.9. Teoría de impulso de elemento del aspa (BEM)..... | 52 |
| 1.2.10. Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa (TLFB)..... | 53 |
| 1.2.11. Ecuación empírica para el coeficiente de potencia máximo. | 54 |
| 1.3. Estado del Arte | 55 |

| | |
|---|-----|
| Capítulo 2 . Diseño del aspa y de la escama de tiburón | 58 |
| 2.1. Metodología general para el diseño aerodinámico de un aspa | 58 |
| 2.2. Desarrollo de la metodología para el diseño aerodinámico de un aspa | 59 |
| 2.3. Rugosidades en aerogeneradores..... | 65 |
| 2.3.1. Escamas de tiburón..... | 65 |
| 2.3.2. Diseño biomimético de las escamas de tiburón | 69 |
| 2.4. Distribución de escamas de tiburón Mako en un aspa..... | 71 |
| Capítulo 3 . Análisis con dinámica de fluidos computacional..... | 73 |
| 3.1. Mecánica de fluidos con CFD (Ansys) | 73 |
| 3.1.1. ¿Qué es la CFD? | 73 |
| 3.1.2. Métodos computacionales para flujos turbulentos | 75 |
| 3.2. CFD de los diseños propuestos | 77 |
| 3.3. Distribución de las escamas sobre las secciones del aspa..... | 79 |
| Capítulo 4 . Resultados y discusión..... | 82 |
| 4.1. Resultados de la simulación de CFD..... | 82 |
| Capítulo 5 . CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO | 91 |
| 5.1. Conclusiones | 91 |
| 5.2. Trabajo Futuro..... | 93 |
| REFERENCIAS..... | 95 |
| APÉNDICE | 103 |
| Apéndice I. Cálculos | 103 |
| Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 2412 | 103 |
| Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa con un perfil NACA 2412 | 104 |
| Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 0015 | 105 |

| | |
|---|-----|
| Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa con un perfil NACA 0015 | 106 |
| Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 0012 | 107 |
| Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa con un perfil NACA 0012 | 108 |
| Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 6412 | 109 |
| Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa con un perfil NACA 6412 | 110 |
| Apéndice II. Plano 1 - Perfil aerodinámico 2412..... | 111 |
| Apéndice III. Plano 2 - Escama de tiburón Mako | 112 |

ÍNDICE DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| Figura 1.1. Principales componentes de un aerogenerador [modificada de [16]]..... | 22 |
| Figura 1.2. Desarrollo de la capa límite para el flujo sobre una placa plana y los diferentes regímenes de flujo [28]. | 27 |
| Figura 1.3. Tipo de flujos laminares: a) flujo interno y b) flujo externo. | 28 |
| Figura 1.4. Flujo laminar, de transición y turbulento [28]. | 29 |
| Figura 1.5. Términos relacionados con la superficie para obtener FL y FD [24]. | 31 |
| Figura 1.6. Variación del coeficiente de arrastre a presión, a fricción y arrastre total de un cuerpo currentilíneo con variación de razón de su grosor entre su longitud en dirección de flujo (Modificado de [24]). | 33 |
| Figura 1.7. Coeficiente de arrastre en función del número de Reynolds (Modificado de [24]). | 34 |
| Figura 1.8. Superposición de un flujo no viscoso más un flujo en circulación para obtener la sustentación [23]. | 35 |
| Figura 1.9. Representaciones de los mismos valores de sustentación y de arrastre en una superficie aerodinámica: a) razón de sustentación- arrastre contra ángulo de ataque y b) diagrama de sustentación contra arrastre con ángulo de ataque indicado [23]. | 36 |
| Figura 1.10. Componentes de un perfil aerodinámico. | 38 |
| Figura 1.11. Perfil NACA 0024 ejemplo de un perfil simétrico biconvexo [40]. | 39 |
| Figura 1.12. Perfil NACA 0006 ejemplo de un perfil simétrico laminar [41]. | 40 |
| Figura 1.13. Perfil NACA 2414 ejemplo de un perfil asimétrico biconvexo [42]. | 40 |
| Figura 1.14. Perfil NACA 6409 ejemplo de un perfil asimétrico cóncavo - convexo [43]. .. | 40 |

| | |
|---|----|
| Figura 1.15. Perfil Fage & Collins 1 ejemplo de un perfil asimétrico plano-convexo [44]. | 40 |
| Figura 1.16. Perfil Grumman K-2 ejemplo de un perfil asimétrico supercrítico [45]. | 40 |
| Figura 1.17. Disco actuador | 42 |
| Figura 1.18. Flujo en un tubo de corriente y su geometría para el análisis del rotor de un aerogenerador..... | 45 |
| Figura 1.19. Elemento del aspa de un aerogenerador (Modificado de [11]). | 49 |
| Figura 1.20. Descomposición de fuerzas y velocidades del viento sobre un perfil para el análisis de un aerogenerador de eje horizontal..... | 50 |
| Figura 2.1. a) Perfil Naca 0015, b) Perfil Naca 0012, c) Perfil Naca 6412 y d) Perfil Naca 2412..... | 61 |
| Figura 2.2. Propuesta para programar la teoría de impulso de elemento del aspa (BEM). | 62 |
| Figura 2.3. Propuesta para programar la Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa (TLFB)..... | 63 |
| Figura 2.4. Relación de c vs r utilizando la Teoría de BEM. | 64 |
| Figura 2.5. Relación de c vs r utilizando la TLFB. | 64 |
| Figura 2.6. Imagen aumentada de la piel del tiburón a $100\ \mu\text{m}$ (Modificado [54], [60]).. | 66 |
| Figura 2.7. Componentes de la escama de tiburón Mako..... | 66 |
| Figura 2.8. Parámetros geométricos para el diseño de una escama de tiburón Mako. ... | 67 |
| Figura 2.9. Parámetros geométricos propuestos para el diseño de una escama de tiburón Mako. a) Vista lateral y b) Vista inferior..... | 69 |
| Figura 2.10. Diseño de la escama de tiburón a diferentes escalas comparadas con una lenteja..... | 70 |
| Figura 2.11. Distribución de las escamas sobre la superficie de estudio, a) Lineal y b) Escalonado..... | 71 |

| | |
|---|----|
| Figura 3.1.División de volumen de control en CFD [63]. | 74 |
| Figura 3.2. a) Forma y dimensiones generales del volumen de control y b) Nombre de las caras. | 78 |
| Figura 3.3. Mallado hexadecimal dominante: a) Dominio, b) Acercamiento en el borde de ataque. Mallado tetraédrico: c) Dominio, d) Acercamiento en el borde de ataque. | 78 |
| Figura 3.4. Secciones del aspa que se analizaron con ampliación en la sección a 90 cm respecto a la raíz. | 79 |
| Figura 3.5. Distribución de las escamas en la sección a 90 cm respecto a la raíz | 79 |
| Figura 4.1. Diseño de aspa con el perfil NACA 0012. | 82 |
| Figura 4.2. Diseño de aspa con el perfil NACA 0015. | 82 |
| Figura 4.3. Diseño de aspa con el perfil NACA 2412. | 82 |
| Figura 4.4. Diseño de aspa con el perfil NACA 6412. | 83 |
| Figura 4.5. Forma y dimensiones generales del volumen de control para el análisis por secciones. | 83 |
| Figura 4.6. Grafica de C_p vs r de las secciones lisas y con escamas. | 84 |
| Figura 4.7. Grafica de $CLCD$ vs r de las secciones lisas y con escamas. | 85 |
| Figura 4.8. Sección del aspa a 10 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas. | 86 |
| Figura 4.9. Sección del aspa a 30 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas. | 87 |
| Figura 4.10. Sección del aspa a 50 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) | |

Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.....88

Figura 4.11. Sección del aspa a 70 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.....88

Figura 4.12. Sección del aspa a 90 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.....89

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|---|----|
| Tabla 1-1. Descripción de los componentes y su nomenclatura para perfiles aerodinámicos..... | 38 |
| Tabla 1-2. Tipo de perfiles aerodinámicos simétricos y asimétricos..... | 39 |
| Tabla 1-3. Resumen de investigaciones utilizando rugosidades sobre superficies..... | 55 |
| Tabla 2-1. Datos de viento promedio del parque eólico San Pedro a 50 m de la superficie..... | 59 |
| Tabla 2-2. Criterios para calcular el valor de λ y definir la escala a la que se trabajará. | 60 |
| Tabla 2-3. Criterios generales para el diseño de un aspa lisa..... | 60 |
| Tabla 2-4. Perfiles seleccionados..... | 61 |
| Tabla 2-5. Componentes de la escama de tiburón Mako..... | 67 |
| Tabla 2-6. Parámetros geométricos para el diseño de una escama de tiburón Mako. | 68 |
| Tabla 2-7. Parámetros geométricos propuestos para el diseño de una escama de tiburón Mako. | 69 |
| Tabla 2-8. Dimensiones de las escamas de tiburón a distintas escalas..... | 70 |
| Tabla 2-9. Distribución de las escamas de tiburón a distintas escalas..... | 71 |
| Tabla 3-1. Distribución de las escamas a lo largo del lado succión en las diferentes secciones..... | 80 |
| Tabla 4-1. Resultados de los análisis en CFD para espas lisas..... | 82 |
| Tabla 4-2. Coeficientes de sustentación, arrastre y de potencia en secciones lisas y con rugosidad..... | 84 |
| Tabla 4-3. Porcentaje de aumento del C_p por secciones de un aspa implementando escamas de tiburón..... | 85 |

Tabla 4-4. Porcentaje de aumento de *CLCD* por secciones de un aspa implementando
escamas de tiburón..... 86

ÍNDICE DE ECUACIONES

| | |
|---|----|
| Ecuación (1.1) Número de Reynolds..... | 24 |
| Ecuación (1.2) Intensidad de la turbulencia | 26 |
| Ecuación (1.3) Espesor de capa límite | 27 |
| Ecuación (1.4) Espesor de capa límite en una placa..... | 27 |
| Ecuación (1.5) Fuerza de arrastre | 31 |
| Ecuación (1.6) Fuerza de arrastre por fricción..... | 32 |
| Ecuación (1.7) Fuerza de arrastre por presión | 32 |
| Ecuación (1.8) Fuerza de arrastre a partir del coeficiente de arrastre..... | 32 |
| Ecuación (1.9) Coeficiente de arrastre | 32 |
| Ecuación (1.10) Fuerza de sustentación | 34 |
| Ecuación (1.11) Coeficiente de sustentación..... | 36 |
| Ecuación (1.12) Eficiencia | 36 |
| Ecuación (1.13) Flujo másico | 41 |
| Ecuación (1.14) Empuje | 42 |
| Ecuación (1.15) Empuje a partir de la diferencia de presiones | 42 |
| Ecuación (1.16) Diferencia de presiones aguas arriba del rotor | 43 |
| Ecuación (1.17) Diferencia de presiones aguas abajo del rotor | 43 |
| Ecuación (1.18) Empuje en terminos de las velocidades..... | 43 |
| Ecuación (1.19) Potencia | 43 |
| Ecuación (1.20) Velocidad del rotor | 43 |
| Ecuación (1.21) Factor de inducción axial | 43 |
| Ecuación (1.22) Empuje en termino del factor de inducción axial..... | 43 |

| | |
|---|----|
| Ecuación (1.23) Potencia en termino del factor de inducción axial | 44 |
| Ecuación (1.24) Velocidad del rotor en termino del factor de inducción axial | 44 |
| Ecuación (1.25) Velocidad de la estela | 44 |
| Ecuación (1.26) Coeficiente de empuje | 44 |
| Ecuación (1.27) Coeficiente de potencia | 44 |
| Ecuación (1.28) Coeficiente de empuje en termino del factor de inducción axial..... | 44 |
| Ecuación (1.29) Coeficiente de potencia en termino del factor de inducción axial..... | 44 |
| Ecuación (1.30) Diferencia de presión | 46 |
| Ecuación (1.31) Factor de inducción angular..... | 46 |
| Ecuación (1.32) Empuje generado en cada elemento..... | 46 |
| Ecuación (1.33) Torque generado en cada elemento..... | 46 |
| Ecuación (1.34) Potencia generada en cada elemento | 46 |
| Ecuación (1.35) Empuje en termino del factor de inducción axial por elemento..... | 46 |
| Ecuación (1.36) Velocidad local típica en la punta del aspa | 47 |
| Ecuación (1.37) Velocidad típica de punta del aspa | 47 |
| Ecuación (1.38) Velocidad local típica en la punta del aspa en terminos de la velocidad típica de punta del aspa | 47 |
| Ecuación (1.39) Coeficiente de potencia de cada sección anular | 47 |
| Ecuación (1.40) Coeficiente de potencia a partir de la integral de potencia | 47 |
| Ecuación (1.41) Factor de inducción angular en termino del factor de inducción axial | 47 |
| Ecuación (1.42) Velocidad local típica de punta del aspa en termino del factor de inducción axial..... | 48 |
| Ecuación (1.43) Factor de inducción angular para la potencia máxima..... | 48 |
| Ecuación (1.44) Derivada de la velocidad local típica de punta del aspa | 48 |

| | |
|---|----|
| Ecuación (1.45) Coeficiente de potencia máximo en termino del factor de inducción axial | 48 |
| Ecuación (1.46) Coeficiente de potencia máximo | 48 |
| Ecuación (1.47) Ángulo relativo al viento | 50 |
| Ecuación (1.48) Tangente del ángulo relativo al viento | 50 |
| Ecuación (1.49) Velocidad relativa del fluido | 51 |
| Ecuación (1.50) Derivada de la fuerza de arrastre | 51 |
| Ecuación (1.51) Derivada de la fuerza de sustentación..... | 51 |
| Ecuación (1.52) Fuerza normal al plano de rotación | 51 |
| Ecuación (1.53) Fuerza tangencial al plano de rotación | 51 |
| Ecuación (1.54) Empuje en termino del ángulo relativo al viento | 51 |
| Ecuación (1.55) Torque en termino del ángulo relativo al viento | 51 |
| Ecuación (1.56) Solidez local..... | 51 |
| Ecuación (1.57) Empuje en termino de la solidez local | 51 |
| Ecuación (1.58) Torque en termino de la solidez local..... | 51 |
| Ecuación (1.59) Factor de inducción axial en termino de la solidez local | 52 |
| Ecuación (1.60) Factor de inducción angular en termino de la solidez local | 52 |
| Ecuación (1.61) Reducción de la ecuación (1.59) | 52 |
| Ecuación (1.62) Reducción de la ecuación (1.60) | 52 |
| Ecuación (1.63) Coeficiente de sustentación usando las ecuaciones (1.61) y (1.62) | 52 |
| Ecuación (1.64) Factor de inducción axial empleando BEM..... | 52 |
| Ecuación (1.65) Factor de inducción angular empleando BEM..... | 53 |
| Ecuación (1.66) Relación entre la ecuación (1.64) y (1.65) | 53 |
| Ecuación (1.67) Tangente del ángulo relativo al viento reducida | 53 |
| Ecuación (1.68) Cuerda | 53 |

| | |
|---|----|
| Ecuación (1.69) Cuerda en termino del radio..... | 53 |
| Ecuación (1.70) Factor de corrección | 53 |
| Ecuación (1.71) Empuje en termino del factor de corrección..... | 54 |
| Ecuación (1.72) Torque en termino del factor de corrección..... | 54 |
| Ecuación (1.73) Coeficiente de sustentación en termino del factor de corrección | 54 |
| Ecuación (1.74) Factor de inducción axial en termino del factor de corrección | 54 |
| Ecuación (1.75) Factor de inducción angular en termino del factor de corrección | 54 |
| Ecuación (1.76) Cuerda en termino del factor de corrección..... | 54 |
| Ecuación (1.77) Coeficiente de potencia máximo (empírica)..... | 54 |
| Ecuación (2.1) Longitud de la cresta lateral..... | 68 |
| Ecuación (2.2) Longitud entre las crestas exteriores..... | 68 |
| Ecuación (2.3) Longitud entre la cresta lateral y la cresta media..... | 68 |
| Ecuación (2.4) Altura de la cresta media | 68 |
| Ecuación (2.5) Altura de las crestas laterales | 68 |
| Ecuación (2.6) Distancia entre las escamas a lo largo del flujo | 71 |
| Ecuación (2.7) Distancia entre las escamas a lo largo del radio | 71 |
| Ecuación (3.1) Ecuación de transporte para k -modelo k- ϵ | 76 |
| Ecuación (3.2) Ecuación de transporte para ϵ - modelo k- ϵ | 76 |
| Ecuación (3.3) Viscosidad turbulenta- modelo k- ϵ | 76 |
| Ecuación (3.4) Ecuación de transporte para para la energía cinética de turbulencia..... | 76 |
| Ecuación (3.5) Tasa de disipación específica | 76 |
| Ecuación (3.6) Viscosidad turbulenta- modelo k- ω | 77 |
| Ecuación (3.7) Ecuación de transporte para k -modelo k- ω | 77 |
| Ecuación (3.8) Ecuación de transporte para ω - modelo k- ω | 77 |

NOMENCLATURA

| | |
|-------------------|--|
| α | Ángulo de ataque |
| $\alpha_{diseño}$ | Ángulo de ataque de diseño |
| a | Factor de inducción axial |
| a' | Factor de inducción angular |
| A | Área proyectada |
| A_R | Área de barrido del disco actuador o del rotor |
| β | Ángulo de inclinación. |
| b | Envergadura o span |
| B | Número de aspas en el rotor |
| c | Cuerda |
| C_D | Coeficiente de arrastre |
| $C_{D_{diseño}}$ | Coeficiente de arrastre de diseño |
| C_L | Coeficiente de sustentación |
| $C_{L_{diseño}}$ | Coeficiente de sustentación de diseño |
| C_P | Coeficiente de potencia |
| $C_{P_{máx}}$ | Coeficiente de potencia máximo |
| C_T | Coeficiente de empuje |
| d_e | Desviación estándar |
| D_ω | Difusión cruzada |
| ε | Tasa de disipación turbulenta |
| ε_h | Altura promedio de los elementos rugosos |
| e | Distancia entre las escamas a lo largo del flujo |

| | |
|-------------------|--|
| f | Frecuencia |
| $f_{m\acute{a}x}$ | Ordenada máxima de la línea de curvatura media |
| F | Fuerza aerodinámica |
| F_D | Fuerza de arrastre |
| F_{Df} | Fuerza de arrastre por fricción |
| F_{Dp} | Fuerza de arrastre por presión |
| F_f | Fuerza de fricción |
| F_L | Fuerza de sustentación |
| F_N | Fuerza normal |
| F_p | Factor de corrección en la punta |
| F_T | Fuerza tangencial |
| Fr | Número de Froude |
| G_b | Generación de energía cinética de turbulencia debido a la flotabilidad |
| G_k | Generación de energía cinética de turbulencia |
| λ | Velocidad típica de punta del aspa |
| λ_r | Velocidad local típica de punta del aspa |
| h_1 | Altura de la cresta media. |
| h_2 | Altura de las crestas laterales. |
| I | Intensidad de turbulencia |
| k | Energía cinética turbulenta |
| ℓ | Longitud del cuerpo |
| l_1 | Longitud de la cresta media. |
| l_2 | Longitud de la cresta latera. |
| l_3 | Longitud entre las crestas exteriores. |

| | |
|-------------|---|
| l_4 | Longitud entre la cresta lateral y la cresta media. |
| l_5 | Longitud del borde de ataque y la curva entre crestas. |
| l_6 | Longitud del valle medio. |
| l_7 | Longitud del valle lateral. |
| l_8 | Longitud entre el borde de ataque y la curva entre valles. |
| l_m | Línea de curva media |
| L_e | Borde de ataque |
| \dot{m} | Flujo másico |
| Ma | Número de Mach |
| η | Eficiencia aerodinámica |
| N | Número de elementos en las que se divide el aspa |
| ρ | Densidad del fluido |
| $P_1 = P_4$ | Presión atmosférica |
| P_2 | Presión aguas arriba del rotor |
| P_3 | Presión aguas abajo del rotor |
| ΔP | Diferencia de presiones |
| \emptyset | Ángulo formado entre el plano del rotor y la velocidad relativa |
| Q | Torque |
| τ_w | Esfuerzo cortante |
| r | Radio local del disco actuador o del rotor |
| r_L | Radio del borde de ataque |
| rpm | Revoluciones por minuto |
| R | Radio del disco actuador o del rotor |
| Re | Número de Reynolds |

| | |
|-----------|--|
| Re_{cr} | Número de Reynolds crítico |
| Re_x | Número de Reynolds local |
| δ | Espesor de la capa límite |
| s | Distancia entre las escamas a lo largo del radio o envergadura |
| t | Espesor máximo |
| T | Empuje |
| T_e | Borde de salida |
| μ | Viscosidad dinámica del fluido |
| μ_T | Viscosidad turbulenta |
| \bar{U} | Velocidad media del viento |
| $U = U_1$ | Velocidad de flujo |
| U_2 | Velocidad de flujo aguas arriba del rotor |
| U_3 | Velocidad de flujo aguas abajo del rotor |
| U_4 | Velocidad de la estela |
| U_R | Velocidad del rotor |
| U_{rel} | Velocidad relativa del fluido |
| U_t | Velocidad tangencial del aerogenerador |
| ν | Viscosidad cinemática |
| V | Velocidad de flujo libre |
| ω | Velocidad angular de flujo |
| Ω | Tasa de disipación específica |
| W | Potencia |
| x | Distancia a lo largo de la placa desde el borde de ataque |
| x_f | Posición de la ordenada máxima |

| | |
|------------------------------|--|
| x_t | Posición del espesor máximo |
| Y_M | Contribución de la dilatación fluctuante en la turbulencia compresible |
| $\frac{\varepsilon_h}{\ell}$ | Rugosidad relativa |
| Ω | Velocidad angular del rotor |
| θ | Ángulo formado entre el plano del rotor y la cuerda |
| σ | Solidez del rotor |

INTRODUCCIÓN

Los efectos ambientales generados por la quema de combustibles fósiles en los últimos años han sido destacados como un problema severo a nivel mundial. Esta serie de efectos ambientales se ven magnificados por la demanda de energía eléctrica para satisfacer el actual modo de vida del ser humano.

Las opciones que se han buscado para solucionar estos efectos ambientales son diversas, destacando de entre ellas las fuentes de energías renovables, las cuales se caracterizan por su amplia disponibilidad, sustentabilidad a largo plazo y al ser tecnologías amigables con el ambiente durante su operación. Como es el caso de la energía eólica que aprovecha las velocidades del viento para generar electricidad. Este tipo de energía ha sobresalido en los últimos años, proporcionando alrededor del 5,9% de la energía generada a nivel mundial de acuerdo con las cifras reportadas en la Renewable Energy Policy Network for the 21st Century (REN 21) [1].

La instalación de parques eólicos forma parte de los grandes proyectos de infraestructura a nivel global así que se han realizado múltiples investigaciones para mejorar la aerodinámica de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal para poder aumentar su rendimiento, es decir, se busca incrementar su sustentación y disminuir su arrastre [2]. Además, para una mejor eficiencia entre sus coeficientes de sustentación y de arrastre, la punta del aspa debe ser de un perfil aerodinámico delgado mientras que la raíz del aspa debe ser más ancha para tener un mayor soporte [3]. Sin embargo, el coeficiente de potencia en perfiles lisos se ve afectado debido a la fricción y algunos otros factores como estelas de viento y/o vórtices que impiden alcanzar el límite de Betz [4].

En México la infraestructura de parques eólicos está conformada por perfiles lisos los cuales trabajan a una velocidad de viento promedio de 17.83 km/h [5] De acuerdo con la ADMEE, la vida útil de las turbinas varía entre 20 y 25 años, dependiendo de las condiciones de

viento del emplazamiento, operación y mantenimiento [6] de modo que se busca mejorar diseños y técnicas que prolonguen la vida útil de los álabes.

Particularmente, la generación de estelas provoca que el viento se vuelva turbulento y como consecuencia su velocidad a la salida disminuye junto con la vida útil de los aerogeneradores, la cual es menor a la estimada [7]. Para resolver este problema se han implementado estudios relacionados con rugosidades como es el caso del escamado (dentículo o riblets) de piel de tiburón mako (*Isurus oxyrinchus*) sobre perfiles simétricos de la serie NACA 0012 [8] y 0015 [9], los cuales han sido únicamente implementados sobre el perfil para analizar su comportamiento.

Debido a que se ha comprobado que el uso de recubrimiento de piel de tiburón aumenta un 10% de la eficiencia aerodinámica de las turbinas, en comparación con el uso de superficies lisas [10]. La hipótesis planteada consistió en implementar rugosidades biomiméticas de tiburón para incrementar la eficiencia aerodinámica de los aerogeneradores de eje horizontal, comparado con el uso de perfiles lisos.

Es por lo que, en el presente trabajo su objetivo fue diseñar y simular rugosidades biomiméticas de tiburón en perfiles aerodinámicos para mejorar su desempeño, es decir, se buscó reducir su fuerza de arrastre para lograr un incremento de eficiencia aerodinámica mediante un análisis numérico y en conjunto con un modelado en CFD.

El Primer capítulo de este trabajo se describe los antecedentes, los componentes, conceptos aerodinámicos y los criterios matemáticos de un aerogenerador de eje horizontal. En el Segundo capítulo se describe la metodología utilizada para agilizar el proceso de variación de los parámetros geométricos en el diseño de aspa y de la escama de tiburón por medio de un modelo matemático realizado a partir de los conceptos tratados en el primer capítulo. El Tercer capítulo se habla sobre la Dinámica de fluidos computacionales y los Métodos computacionales para flujos turbulentos. En el Cuarto capítulo se reportan los resultados obtenidos de las simulaciones realizadas bajo las mismas condiciones. Finalmente, en el Quinto capítulo se dan las conclusiones y los posibles temas que se pueda trabajar a futuro.

CAPÍTULO 1.

FUNDAMENTOS

TEÓRICOS

CAPÍTULO 1 . FUNDAMENTOS TEÓRICOS

La energía eólica se ha utilizado durante por lo menos 3 000 años, sus inicios fueron con los molinos de viento los cuales eran parte fundamental la economía rural para moler grano y/o bombear agua, sin embargo, el uso de los molinos de viento fue decayendo debido a la llegada de motores de combustibles fósiles baratos. Sin embargo, el interés por el uso de fuentes alternativas de energía surgió a partir de las guerras mundiales y a la crisis del petróleo debido a la falta de abastecimiento energético. A finales del siglo XIX se retomó el uso de molinos de viento para obtener electricidad a partir de un molino de 12kW construido en E.U.A. por Brush. Por otra parte, en 1941 Smith-Putnam construyó un aerogenerador de 1 250 kW el cual obtuvo un mayor impacto [11].

A nivel mundial se han realizado investigaciones para estimar el potencial eólico en diversos países para producir energía eléctrica. Una de las primeras investigaciones se realizó en 1979, indicando para ese año que este recurso podría abastecer 18 veces el consumo global de electricidad. Sin embargo, en la década de los 90's en Estados Unidos se realizaron estimaciones con mayor sustento, ya que consideraban las características de los aerogeneradores, además de que se realizaron recopilaciones de datos de viento y se implementaron técnicas de análisis más complejas. Concluyendo que mediante la energía eólica a ciertas características se podría satisfacer el 20% de la demanda de consumo eléctrico [2].

1.1. Aerogeneradores de eje horizontal

Los aerogeneradores de eje horizontal por sus siglas en ingles HAWT (Horizontal Axis Wind Turbine), son aquellos cuyo eje de rotación es paralelo al suelo, un aerogenerador es capaz de convertir la energía cinética del viento en electricidad. Se consideran con una alternativa limpia para generar electricidad en comparación con el uso de combustibles fósiles, a lo largo de los años se ha tenido un desarrollo significativo en sus diseños, sin embargo, cada

día se busca seguir mejorándolos para aumentar su eficiencia aerodinámica y disminuir su costo.

1.1.1. Antecedentes

Las primeras aplicaciones de energía eólica que se dieron a conocer fueron los molinos de viento que se empleaban para moler granos y cereales. Dentro de las primeras fuentes de información verificables se sabe que los molinos de viento de eje horizontal conocidos como molino de viento de mediterráneo tuvieron origen en el siglo XI en Europa, distribuyéndose rápidamente por el norte y este de Europa. Este tipo de molino mediterráneo se utilizaba principalmente para moler grano y bombear agua [12].

Al inicio los primeros molinos de viento eran grandes máquinas con un rotor fijo. Durante el siglo XIX, uno de los principales países en realizar mejoras fue Holanda, primero desarrollando un molino con tapa giratoria en la torre y con una base firme, tiempo después perfeccionaron la parte externa con respecto a la aerodinámica, este avance permitió aumentar las dimensiones y una notable gama de aplicaciones de los molinos de viento. Con el tiempo se implementaron molinos de viento de torre, los cuales eran dirigidas de manera manual hacia la orientación del viento. Algunos consideran que los molinos de torre surgieron de los molinos holandeses. Sin embargo, el molino de viento holandés fue el diseño que dio origen a molinos de viento más grande y más potentes, ya que la base fija era la que permitía acomodar máquinas para facilitar la aplicación del molino, convirtiéndose en el molino de viento más conveniente tanto por su técnica como por su costo [3].

Los molinos de viento se convirtieron en máquinas eficientes, pero no para cumplir con las funciones en fábricas. Fue entonces cuando los italianos comenzaron a desarrollar nuevas ideas de aerogeneradores, pero quedando sólo en bocetos. Algunas de las principales aportaciones científicas para el desarrollo de los molinos fue por el físico matemático suizo Daniel Bernoulli quien aplicó leyes sobre mecánica de fluidos para mejorar el diseño en aspas, otra aportación importante fue la del físico matemático alemán Leonhard Euler quien fue el primero en calcular el giro de aspas, además el ingeniero escocés Andrew Meikle

inventó las velas de resorte que ayudaban a detener al molino cuando la velocidad del viento era demasiado fuerte y así poder regular la velocidad y potencia del molino [3], [11].

En 1821, el profesor danés Poul La Cour realizó en Dinamarca una investigación más profunda sobre aerodinámica y diseño de molinos de viento, sin embargo, él estaba consciente de que su aportación no sería llevada a la práctica debido a que se había vuelto un tema básicamente obsoleto. Por esta razón, realizó investigaciones para generar electricidad mediante energía eólica, logrando en 1891 el desarrollo de un aerogenerador experimental con almacenamiento de energía que accionaba un dinamo. Además, en 1884 Horatio F. Phillips patentó las primeras formas de perfiles aerodinámicos y llevó a cabo los experimentos en túnes de viento. A partir de esto, los científicos realizaron aportaciones aeronáuticas para el desarrollo aerodinámico, además de que el aerodinámico Albert Betz formuló principios para la conversión de energía eólica [3], [13], [14].

Durante el siglo XX, debido a la crisis del petróleo se tuvieron avances significativos y un incremento en la fabricación de aerogeneradores en diferentes países para ser vendidos en todo el mundo logrando una gran explotación de un recurso renovable como lo es el viento. Debido a la crisis del petróleo la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) se interesó junto con otras industrias aeroespaciales al estudio mediante pruebas en aerogeneradores desmantelados para posteriormente construir dos aerogeneradores experimentales y al mismo tiempo fomentar el uso privado. Algunas de las áreas en las que se ha contribuido para el desarrollo de aerogeneradores son la ciencia de materiales, avances en informática, métodos de diseño aerodinámico, diseño analítico, métodos computacionales de análisis, pruebas, monitoreo, dispositivos electrónicos de potencia y análisis de potencia [2], [3].

La energía eólica ha evolucionado a nivel terrestre y marítimo siendo cada día más fiable y rentable para el medio ambiente. Sin embargo, el estudio de aerogeneradores sigue siendo desarrollado para optimizar sus diseños y reducir sus costos de energía y de fabricación para velocidades de viento bajas y altas. Actualmente, se realizan estudios aerodinámicos específicamente para mejorar el diseño de aspas mediante la implementación de

rugosidades en diferentes formas geométricas y biomiméticas para disminuir la turbulencia y el coeficiente de arrastre durante su periodo de operación, a fin de incrementar su eficiencia aerodinámica [8], [15].

1.1.2. Componentes de un aerogenerador

Los aerogeneradores pueden variar en tamaños y diseños de acuerdo con las condiciones que requiere; los cuales están conformados principalmente por 9 componentes para su correcto funcionamiento, los cuales se muestran en la Figura 1.1 y describen a continuación:

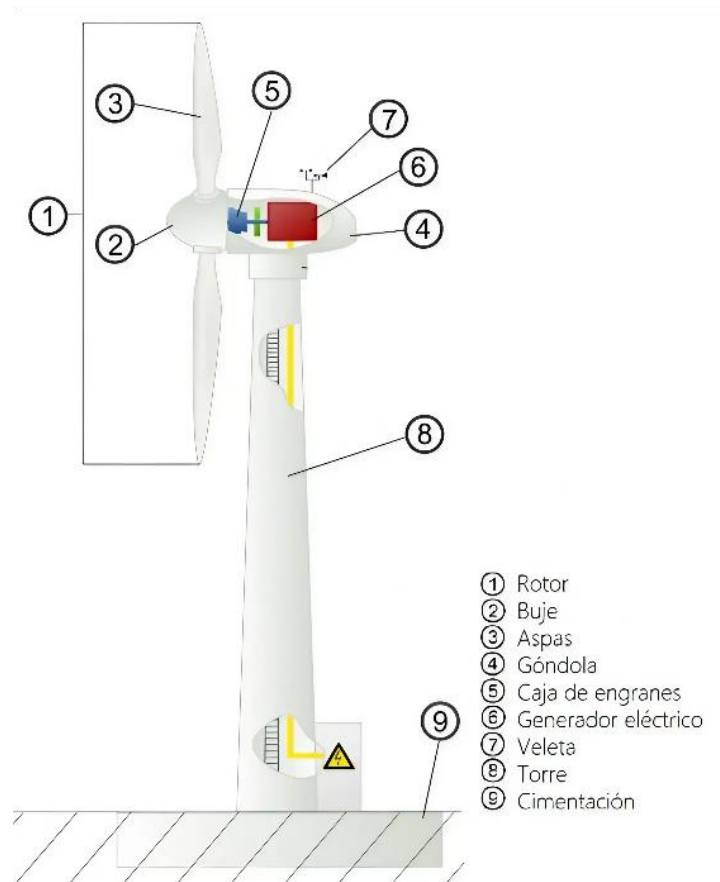


Figura 1.1. Principales componentes de un aerogenerador [modificada de [16]].

Rotor

El rotor es el encargado de capturar la energía cinética, está compuesto por el buje y las aspas del aerogenerador. Se conecta en un extremo de la góndola [17].

- *Buje*

El buje es la parte que sostiene a las palas, está unido al eje de baja velocidad y está cubierto por un tipo cono que se une a la góndola [18].

- *Palas/Aspas*

Las palas son diseñadas para capturar la máxima cantidad de energía cinética del viento. Están hechas principalmente de fibra de vidrio y poliéster reforzado. La mayoría de los aerogeneradores están compuestos por tres palas [18].

Góndola

La góndola es la carcasa que contiene los componentes de control que transforman la energía cinética en energía eléctrica [17]:

- *Caja de engranes*

La caja de engranes tienen como propósito regular la velocidad de rotación del rotor y se compone por el eje de baja velocidad y un eje de alta velocidad [18].

- *Generador eléctrico*

El generador eléctrico o también llamado generador de inducción es el que aprovecha la energía cinética del viento para transformarla en energía eléctrica [2].

Veleta

La veleta indica la dirección del viento para orientar a la turbina en la dirección respectiva y puede girar sobre la torre para orientarse de manera automática [19].

Torre

La torre es una estructura tubular de acero que sostiene a la góndola y el rotor. Permite que las palas se expongan a una mayor altura y a una velocidad de viento ideal [18].

Cimentación

La cimentación ayuda a anclar la torre al suelo para asegurar la estabilidad del aerogenerador, donde la profundidad y el área de superficie varían dependiendo de su tamaño [2].

1.2. Aerodinámica en aerogeneradores de eje horizontal

El estudio de un fluido en regímenes turbulentos proporciona información importante para determinar sus beneficios a ciertas condiciones. Para el análisis de fluidos es fundamental exponer conceptos fundamentales para entender el comportamiento de un cuerpo dentro de un volumen de control.

Un fluido es la materia con la capacidad de desplazarse en un medio. El viento es un fluido que se produce por el calentamiento desigual de las masas de aire y a la fuerza de Coriolis que surge del movimiento de rotación de la Tierra, mientras que los movimientos de masas de aire es consecuencia de la diferencia de presiones en la atmosfera [12], [20].

1.2.1. Número de Reynolds

Osborne Reynolds (1883) fue un ingeniero británico que descubrió la expresión matemática denominada como número de Reynolds (Re). El número de Reynolds es un número adimensional que determina el tipo flujo a lo largo de una sección, específicamente un flujo viscoso se puede clasificar como un flujo turbulento o laminar, mediante la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas. Para un perfil aerodinámico el número de Reynolds está definido por la ecuación (1.1) como:

$$Re = \frac{cU\rho}{\mu} \quad (1.1)$$

donde c es la longitud de la cuerda (m), U es la velocidad de fluido ($\frac{m}{s}$), ρ es la densidad del fluido ($\frac{kg}{m^3}$) y μ es la viscosidad dinámica ($\frac{kg}{m \cdot s}$) [21]–[23].

Se sabe que el número de Reynolds se relaciona con la superficie en la que se genera la capa límite. A altos valores de Re el flujo es turbulento debido a una alta velocidad, provocando que las fuerzas inerciales sean mayores a las fuerzas viscosas. Mientras que, a valores menores, el flujo es laminar, debido a una baja velocidad que provoca que las fuerzas viscosas sean ahora mayores a las fuerzas inerciales [22], [24].

Si la capa límite es delgada en una placa el número de Reynolds local (Re_x) es alto y se puede calcular mediante $Re_x = \frac{xV\rho}{\mu}$, donde x es la distancia a lo largo de la placa desde el borde de ataque y V es la velocidad de flujo libre [23].

1.2.2. Turbulencia

Es difícil tener una definición precisa de turbulencia, pero se sabe que la turbulencia no es una propiedad de un fluido sino del flujo. Se le llama turbulencia a la alteración de un fluido debido a su cambio de velocidad. La turbulencia en el viento es causada por una disipación de la energía cinética en energía térmica a través de la creación y destrucción de remolinos o ráfagas. Las causas principales son la fricción con una superficie y los efectos térmicos que pueden causar que las masas de aire se muevan verticalmente como resultado de las variaciones de temperatura y de la densidad del aire [2], [11].

Las características principales de la turbulencia son [25], [26]:

- Irregularidad: es la aparición de fluctuaciones y/o remolinos.
- Alta difusividad: cuando un flujo es turbulento tiende a mezclarse rápidamente e incrementa la razón de cantidad de movimiento y razón de transferencia de calor y masa.
- Alto número de Reynolds: un flujo laminar se vuelve inestable cuando las fuerzas viscosas superan a las fuerzas inerciales.
- Fluctuación de vorticidad tridimensional: las fluctuaciones son rotacionales y de tres dimensiones. se caracteriza por altos niveles de vorticidad fluctuante.

- Disipación: la energía cinética se transforma en energía interna manifestándose con un incremento de temperatura.

Existen leyes físicas a las cuales obedece la turbulencia, sin embargo, esta se trata de un proceso completo que no puede representarse en términos de ecuaciones deterministas. La intensidad de la turbulencia (I) es del nivel de alteración de un flujo, se define como:

$$I = \frac{d_e}{\bar{U}} \quad (1.2)$$

donde d_e es la desviación estándar de las variaciones de la velocidad del viento con respecto a la velocidad media del viento \bar{U} [11].

La intensidad de la turbulencia depende de la rugosidad de la superficie del suelo y de la altura sobre la superficie. A medida que aumenta la altura sobre el suelo, los efectos se vuelven más débiles. Por encima de cierta altura, el flujo de aire se puede considerarse libre de influencias superficiales. En altitudes bajas, se puede sentir el efecto de la superficie terrestre por lo que en esta parte de la atmosfera se conoce como capa límite. Las propiedades de la capa límite son importantes para comprender la turbulencia generada por los aerogeneradores [2], [11].

1.2.3. Teoría de capa límite

Ludwig Prandtl (1875-1953) fue un físico y aerodinámico alemán que desarrollo el concepto de capa límite o capa de fricción. La capa límite es una región delgada en la superficie de un cuerpo donde los efectos viscosos son significativos [27]. Las fuerzas viscosas de un fluido hacen que al estar en contacto con un sólido se mantenga completamente adherida a la superficie y no se deslice, a esto se le conoce como condición de no deslizamiento. Debido a esta condición, la velocidad del fluido en contacto con el cuerpo es nula, después se tiene un desplazamiento entre las diferentes capas de aire, que conforme se aleja de la superficie la velocidad aumenta gradualmente formando un gradiente de velocidades hasta que es igual a la velocidad de flujo libre. El espesor de capa límite (δ) es la distancia del punto de

velocidad cero al 99% de la V , donde la relación U con respecto a V es $\frac{U}{V} = 0.99$, por lo tanto, matemáticamente δ se expresa como [28]:

$$\delta=y \tag{1.3}$$

Dado que la razón de $\frac{U}{V} = 0.99$, el espesor de capa límite en una placa está definido por:

$$\delta = \frac{4.91x}{\sqrt{Re_x}} \tag{1.4}$$

entonces, al incrementar la viscosidad cinemática (ν) la capa límite aumenta, pero disminuye al aumentar U [28].

Para superficies curvas se pueden considerar como una placa plana tal es el caso en los álabes de un aerogenerador. Para fines de este trabajo de investigación, se propone el sistema de coordenadas, donde la dirección relativa del flujo se representa por x , la dirección de envergadura sobre z y el espesor de capa límite, y es perpendicular a los dos ejes [28], como se muestra en la Figura 1.2.

Cuando mayor es el número de Reynolds en un flujo la viscosidad es menor teniendo como consecuencia una capa límite cada vez más delgada [27]. Dentro de la capa límite ocurren dos diferentes formas de flujos: laminar y turbulento como se muestra en la Figura 1.2, mientras que fuera de capa límite, el fluido no presenta viscosidad, sin embargo, la viscosidad del fluido es igual en todas partes; sólo la importancia relativa de los efectos viscosos es diferente dentro y fuera de la capa límite [23].

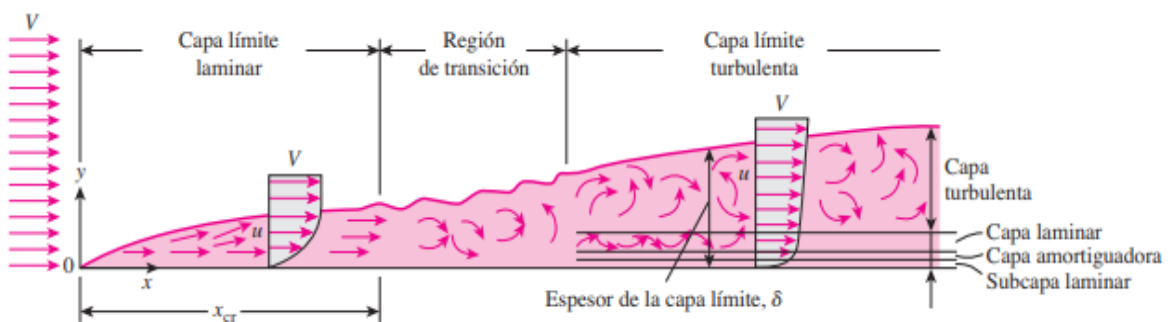


Figura 1.2. Desarrollo de la capa límite para el flujo sobre una placa plana y los diferentes regímenes de flujo [28].

Dentro de la capa límite no se puede aplicar la ecuación de Bernoulli debido a los rozamientos lo que provoca una pérdida de energía, mientras que fuera de ésta el flujo puede tratarse como irrotacional y la ecuación de Bernoulli es válida [23], [29].

1.2.3.1. Flujo laminar

El estudio de un flujo laminar consiste en la entrada de un fluido a velocidad uniforme en una región en la que el campo del flujo está limitado, este tipo de flujo se puede dividir en internos y externos como se muestra en la Figura 1.3. Un flujo interno se caracteriza por estar confinado por una superficie sólida, como en una tubería, mientras que un flujo externo se caracteriza por formar una capa límite que crece con libertad y es rodeada por una región de flujo libre, como un avión inmerso en un flujo de aire [28].

En un flujo laminar el fluido se mueve de manera ordenada, con líneas de corriente suaves y a bajas velocidades. Los flujos laminares se trabajan en laboratorios principalmente para su estudio, normalmente fluyen en espacios estrechos. Cuando un flujo laminar sufre una alteración en sus condiciones lo vuelve turbulento, pero si disminuye su alteración el flujo sigue siendo laminar [28], [30].

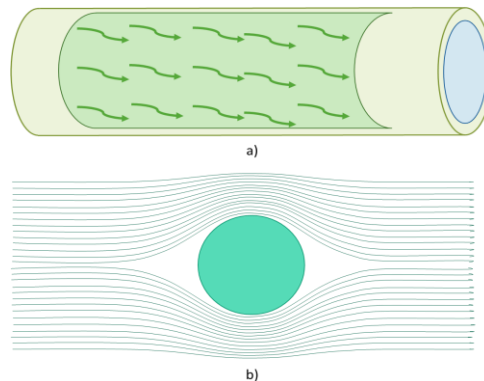


Figura 1.3. Tipo de flujos laminares: a) flujo interno y b) flujo externo.

1.2.3.2. Transición de una capa límite laminar a turbulenta

Dentro de la capa límite existe un cambio en el comportamiento del flujo, a este cambio se le denomina transición o intermitente. Osborne Reynolds investigó la transición de flujo laminar a turbulento, esta transición depende principalmente de la geometría de la

superficie, la rugosidad y la velocidad del fluido. La transición de flujo laminar a turbulento se da cuando en la capa límite laminar se crean efectos en sus partículas que aumentan de tamaño de modo que se mezclan y se convierte en un flujo turbulento [28], [31].

Para determinar cuándo un flujo se vuelve turbulento, el número de Reynolds se vuelve crítico, este número delimita el punto donde el flujo puede ser laminar y turbulento, es decir, las perturbaciones son inestables. El valor del número de Reynolds crítico (Re_{cr}) que se utiliza para fines de ingeniería es de $Re_{cr}=3 \times 10^5$, de modo que un flujo es laminar si $Re < Re_{cr}$ y turbulento cuando $Re > Re_{cr}$ [30], [32], estas tres etapas dentro de una capa límite se representan en la Figura 1.4.

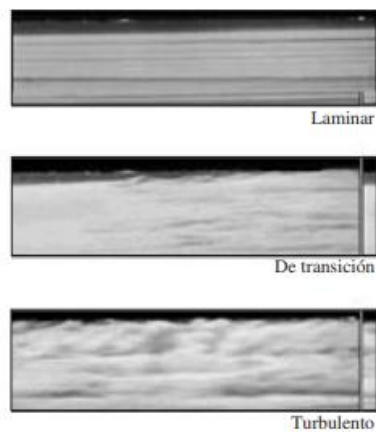


Figura 1.4. Flujo laminar, de transición y turbulento [28].

1.2.3.3. Flujo turbulento

Cuando se habla de flujo turbulento se hace referencia a un mecanismo dominado por fluctuaciones y remolinos que transportan masa, cantidad de movimiento y energía, debido a que varía irregularmente la velocidad y presión de sus partículas[28].

El estudio de un flujo turbulento es de suma importancia en la Ingeniería debido a que la mayor parte de los flujos presentan este tipo de comportamiento y por su eficiencia aerodinámica para transportar y mezclar el impulso de un fluido. [30], [32]. Sin embargo, los flujos turbulentos son irregulares y diferentes por naturaleza, a pesar de que llegan a tener características en común, es complicado realizar análisis para este tipo de flujos, ya

que sus capas de aire no se mueven de manera paralela, sino en forma caótica, es decir, en todas direcciones [29].

Uno de los efectos provocados por la interacción de un flujo turbulento con un cuerpo son los remolinos en diferentes escalas, donde se produce un transporte continuo de energía pasando por los de mayor escala a los de menor escala, por lo que se le conoce proceso en cascada. Los remolinos de mayor escala dependen del flujo y pueden alcanzar el tamaño de la capa límite, mientras que la disminución del tamaño del remolino depende de la velocidad de deformación y del incremento del número de Reynolds alcanzando un tamaño de orden molecular [32].

1.2.4. Fuerzas aerodinámicas

A medida que existe un perfil aerodinámico (cuerpo) sumergido en un fluido (aire), se crea un diferencial de presiones entre las superficies superiores e inferiores, provocando a su vez una fuerza sobre el cuerpo llamada fuerza resultante o fuerza aerodinámica total (F) [33].

Las fuerzas de un fluido sobre un perfil aerodinámico pueden ser paralelas (fuerza de fricción viscosa) o normales a la superficie (fuerza de presión y gravedad), las cuales son obtenidas y estudiadas de manera analítica, numérica y/o experimental [11]. Al descomponer la fuerza de fricción (F_f) en sus componentes paralelo y perpendicular, se obtiene la fuerza de arrastre (F_D) y la fuerza de sustentación (F_L), respectivamente [34], así como se muestra en la Figura 1.5.

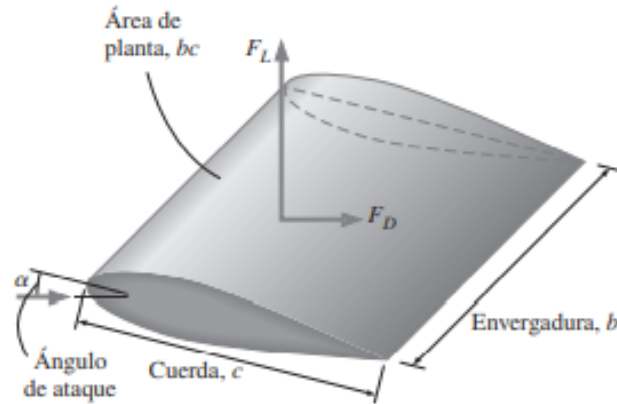


Figura 1.5. Términos relacionados con la superficie para obtener F_L y F_D [24].

1.2.4.1. Fuerza de arrastre

Como se mencionó una de las fuerzas resultantes por efectos de presión y de fricción es la fuerza de arrastre o de resistencia al avance, la cual es la fuerza que ejerce un flujo sobre un cuerpo en movimiento y actúa en dirección del flujo, pero en sentido opuesto al movimiento del cuerpo [35].

La fuerza de arrastre se compone por la fuerza de arrastre por fricción (F_{Df}) que va en dirección del flujo y por la fuerza de arrastre por presión (F_{Dp}), que va en dirección perpendicular al flujo; estas componentes se relacionan directamente con la dirección del flujo y con el ángulo formado entre las componentes, como se expresan matemáticamente en la ecuación (1.5), sin embargo, esta ecuación se utiliza cuando las presiones y las velocidades son conocidas con precisión [36].

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (1.5)$$

En cuanto a la fuerza de arrastre por fricción se debe al esfuerzo cortante (τ_w) sobre un cuerpo y se puede determinar mediante la ecuación (1.6). En un flujo laminar el coeficiente de arrastre por fricción (C_{Df}) no depende de la rugosidad, pero en un flujo turbulento el C_{Df} se ve afectado por la rugosidad en la superficie. Mientras que la fuerza de arrastre por presión sobre un cuerpo es dependiente de la magnitud de presión y de la orientación de la superficie en la que actúa y se puede obtener utilizando la ecuación (1.7) [23].

$$F_{Df} = \frac{1}{2} C_{Df} \rho U^2 A \quad (1.6)$$

$$F_{Dp} = \frac{1}{2} C_{Dp} \rho U^2 A \quad (1.7)$$

La fuerza de arrastre tiene un carácter negativo sobre la producción de potencia en aerogeneradores es por eso la importancia de este estudio principalmente para minimizar este efecto y poder maximizar la captación de energía. Una aproximación de conocer numéricamente a F_D es mediante la obtención de coeficiente de arrastre, por medio de la ecuación (1.8):

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho U^2 A \quad (1.8)$$

donde A es el área proyectada (m^2), ρ es la densidad ($\frac{kg}{m^3}$) y C_D es el coeficiente de arrastre (adimensional). Para una superficie el ancho o envergadura (span en inglés) es b (m), la longitud de la cuerda es c y el área proyectada es $A = bc$, como se observa en la Figura 1.5 [36].

1.2.4.1.1. Coeficiente de arrastre

Para el estudio del coeficiente de arrastre (C_D), los parámetros que influyen son el número de Reynolds (Re), el número de Mach (Ma), el número de Froude (Fr), la intensidad de turbulencia y la rugosidad en la superficie ($\frac{\varepsilon_h}{\ell}$), donde ε_h es la altura promedio de los elementos rugosos y ℓ es la longitud del cuerpo. Para superficies aerodinámicas el C_D se puede calcular mediante la ecuación (1.9), donde se utiliza un área proyectada sobre un plano normal a la dirección del flujo. El C_D puede aumentar lineal y no linealmente dependiendo principalmente de la geometría del perfil y del ángulo o ángulos de ataque con los que se trabaje [30]. El C_D será pequeño mientras el ángulo de ataque (α) también lo sea. Al entrar en pérdida de sustentación, la fuerza de arrastre sobre el perfil aumenta rápidamente y el perfil deja de ser efectivo [35].

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (1.9)$$

Una forma de disminuir el arrastre es por medio de un cuerpo currentilíneo con la finalidad de reducir la separación del flujo. Sin embargo, en ocasiones se tienen efectos contrarios debido a la presión y a la fricción, provocando que se disminuya el arrastre cuando se demora la separación de la capa límite debido a la presión y, por lo tanto, reduce la diferencia de presión entre el frente del cuerpo y la parte posterior lo que aumenta el arrastre debido a la fricción cuando aumenta el área superficial. Entonces, definir las dimensiones adecuadas para la geometría del perfil se vuelve importante para reducir el arrastre, la determinación de dimensiones se puede realizar mediante un análisis de las diferentes relaciones de $\frac{c}{t}$ donde t es el grosor o espesor máximo, como se muestra en la Figura 1.6. A grandes valores de $\frac{c}{t}$ la capa límite permanece unida a la superficie más tiempo por lo que C_D tiende a reducir. Por otro lado, cuando el valor de $\frac{c}{t}$ aumenta, es decir, el perfil comienza a parecer una placa plana el C_D aumentan lentamente y tiende a infinito [24].

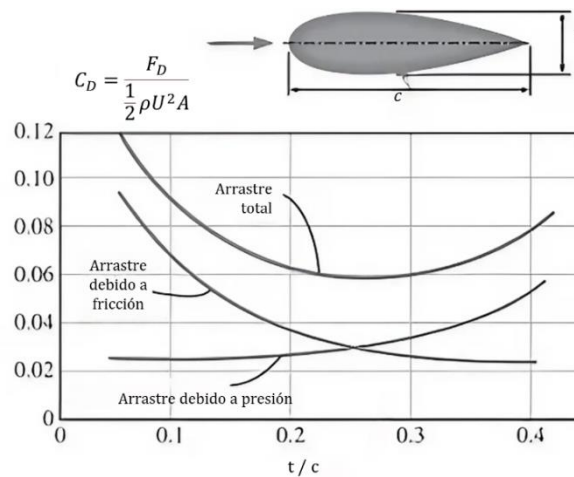


Figura 1.6. Variación del coeficiente de arrastre a presión, a fricción y arrastre total de un cuerpo currentilíneo con variación de razón de su grosor entre su longitud en dirección de flujo (Modificado de [24]).

Para Re alrededor de 10^3 a 10^5 el C_D se estabiliza como se muestra en la Figura 1.7, lo que implica que dentro de este rango otros parámetros como Ma y Fr sean constantes, sin embargo, existen flujos con Re altos en los que los efectos de la compresibilidad y de la superficie libre son insignificantes, de modo que Ma y Fr no son aplicables [30].

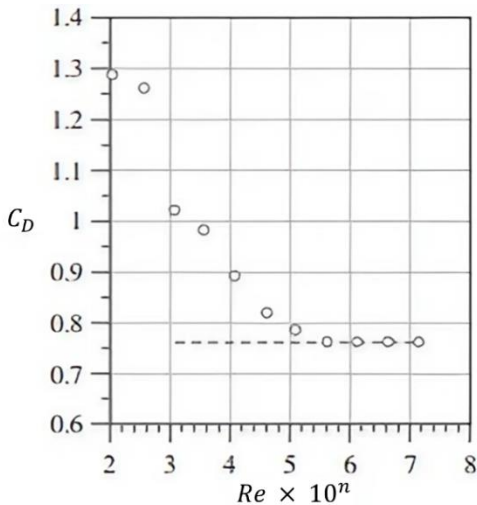


Figura 1.7. Coeficiente de arrastre en función del número de Reynolds (Modificado de [24]).

1.2.4.2. Fuerza de sustentación

La componente de sustentación o elevación es la fuerza que actúa en dirección normal a la del flujo y se puede determinar a partir de la ecuación (1.10). Todo perfil aerodinámico que se desplaza a través de un fluido experimenta el fenómeno de sustentación y se debe a la distribución de presión sobre el cuerpo, a su vez se relaciona con la geometría, tamaño, posición o régimen de giro del perfil en movimiento. Por lo que, la consideración principal es minimizar la presión promedio en la superficie superior mientras se maximiza en la superficie inferior [24].

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho U^2 A \quad (1.10)$$

Para un cuerpo que opera con flujos de $Re < 1$ los efectos viscosos son de suma importancia al igual que la contribución del esfuerzo cortante y de la presión. Para flujos con $Re > 1$, la distribución de presiones normalmente es directamente proporcional a la presión dinámica, $\frac{\rho U^2}{2}$. La sustentación se puede presentar en perfiles asimétricos y simétricos, con un ángulo de ataque igual a cero y una distribución de presiones diferente en la superficie superior e inferior, y con un ángulo de ataque distinto de cero,

respectivamente, otra forma generar sustentación es por efecto Magnus donde la superficie gira sobre si misma (superficies esféricas) [35].

Si un flujo pasa por un perfil simétrico con $\alpha = 0$, el flujo se comportaría como un flujo no viscoso, por lo tanto, no existiría sustentación. Sin embargo, si el flujo pasa por el mismo perfil simétrico con un $\alpha \neq 0$ pero de tal manera que no exista separación en el flujo, tampoco se tendrá sustentación y el flujo en el borde de salida sea irreal. Para que el flujo pase suavemente en el borde de salida y presente sustentación como se muestra en la Figura 1.8, debe haber una superposición de flujo entre un flujo no viscoso y un flujo arremolinado, es decir, con giro en sentido de las manecillas del reloj, a este giro se le llama circulación y está en función del tamaño y la forma del perfil. En el caso de un perfil asimétrico genera su propia circulación. Un ejemplo de circulación es una superficie aerodinámica de longitud finita (por ejemplo, el ala de un avión), donde la diferencia de presiones entre la superficie inferior y la superficie superior provoca que parte del fluido intente moverse desde la superficie inferior a la superior. El fluido es barrido aguas abajo, formando un vórtice de escape en cada punta del ala, la unión de los vórtices de escape se denomina vórtice de límite y es la que genera la circulación. Al conjunto de vórtices de escape y vórtice de límite, se le llama vórtice de herradura [23].



Figura 1.8. Superposición de un flujo no viscoso más un flujo en circulación para obtener la sustentación [23].

1.2.4.2.1. Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación (C_L) depende en gran medida del ángulo de ataque y de la geometría del perfil, además igual que C_D , está en función de parámetros adimensionales, $C_L = \alpha(Re, Ma, Fr, \frac{\epsilon}{\rho})$ y se calcula como se muestra en la ecuación (1.11) [35].

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U^2 A} \quad (1.11)$$

El valor de C_L aumenta linealmente con α , hasta alcanzar el ángulo crítico (máxima sustentación) a partir del cual se tiene una pérdida de sustentación o estancamiento (mejor conocido como efecto stall) sobre el perfil, es decir, a medida que α aumenta, la capa límite sobre la superficie superior se desprende creando una estela turbulenta, por lo tanto, C_L disminuye y C_D aumenta. Una manera de definir la importancia de C_L y C_D es mediante su razón lo cual representa a la eficiencia aerodinámica (η), se expresa matemáticamente por la ecuación (1.12) y gráficamente en términos de $\frac{C_L}{C_D}$ contra α , como se muestra en la Figura 1.9a, o C_L contra C_D , como se muestra en la Figura 1.9b [35].

$$\eta = \frac{C_L}{C_D} \quad (1.12)$$

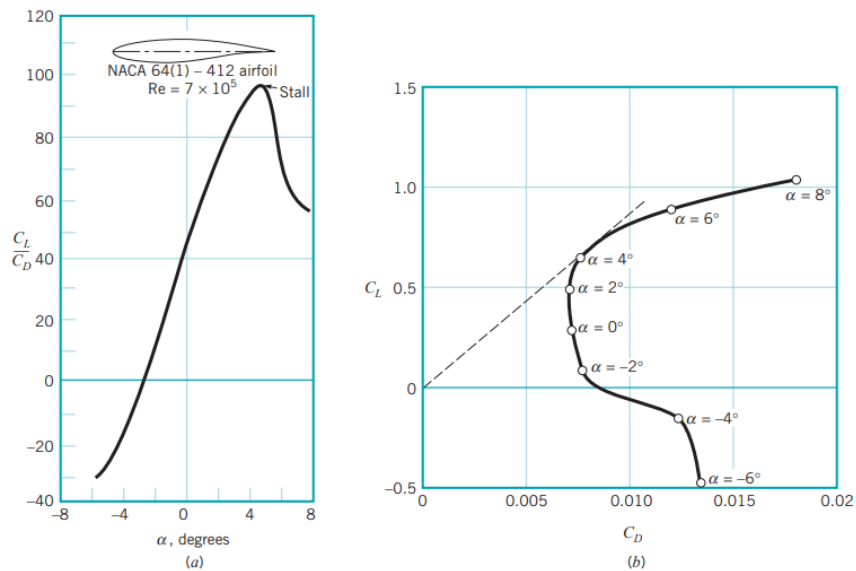


Figura 1.9. Representaciones de los mismos valores de sustentación y de arrastre en una superficie aerodinámica: a) razón de sustentación- arrastre contra ángulo de ataque y b) diagrama de sustentación contra arrastre con ángulo de ataque indicado [23].

1.2.5. Perfiles aerodinámicos

Un perfil aerodinámico es un diseño estructural adaptado a un conjunto de características para producir un movimiento en el rotor de un aerogenerador a través del aire [33].

Después del surgimiento de los primeros perfiles aerodinámicos el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica por sus siglas en inglés NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) desarrolló una serie de diseños aerodinámicos que actualmente están vigentes y son de los más usados en la industria aeronáutica. Estos diseños aerodinámicos fueron sometidos a análisis matemáticos para determinar sus características, sin embargo, se realizaron métodos experimentales para aumentar su precisión de forma arbitraria [14], [37].

La NACA organizó diferentes perfiles aerodinámicos en familias con un sistema de numeración. Las tres principales familias son de cuatro, cinco y seis dígitos. El sistema de numeración para la familia de cuatro dígitos se basa en la geometría del perfil, por ejemplo el NACA 2412, el primer dígito es la ordenada máxima de la línea de curvatura media en centésimas de cuerda, el segundo dígito es la ubicación de la dicha ordenada máxima en décimas a lo largo de la cuerda, y los dos últimos dígitos expresan el espesor máximo del perfil en centésimas de la cuerda, es decir, 2% de la ordenada máxima ubicada a 40% de la longitud de la cuerda y con un espesor máximo del 12%. Por otra parte, si un perfil es simétrico la distribución de espesores es designado por ceros para los dos primeros dígitos como en el NACA 0012 donde el máximo espesor es 12%. La segunda familia de perfiles aerodinámicos NACA son los de cinco dígitos y se basa en las características teóricas y geométricas, como el NACA 23012, el primer dígito representa la ordenada máxima de la línea de curvatura media (2%), además se puede obtener el C_L de diseño en décimas al multiplicar este dígito por $\frac{3}{2}$ ($C_L = 0.3$), los siguientes dos dígitos al dividirlo por 2 designan la ubicación de la ordenada máxima a lo largo de la cuerda desde el borde de ataque en centésimas de la cuerda (15%), y los dos dígitos finales dan el espesor máximo de la cuerda (12%). Una de las familias NACA más utilizadas son los de seis dígitos, un ejemplo el NACA 65₃-218, el primer dígito identifica la serie, el segundo dígito indica la ubicación de la presión mínima en décimas de la cuerda desde el borde de ataque (50%), el tercer dígito indica la semiamplitud del intervalo alrededor de C_L (30%), el cuarto dígito es el C_L de diseño en décimas (2%), y los dos últimos dígitos dan el espesor máximo en centésimas de la cuerda (18%) [14].

En la Figura 1.10 se muestran los componentes de manera general para perfiles aerodinámicos y en la Tabla 1-1 se describe cada uno de ellos junto con su nomenclatura [3], [29], [37].

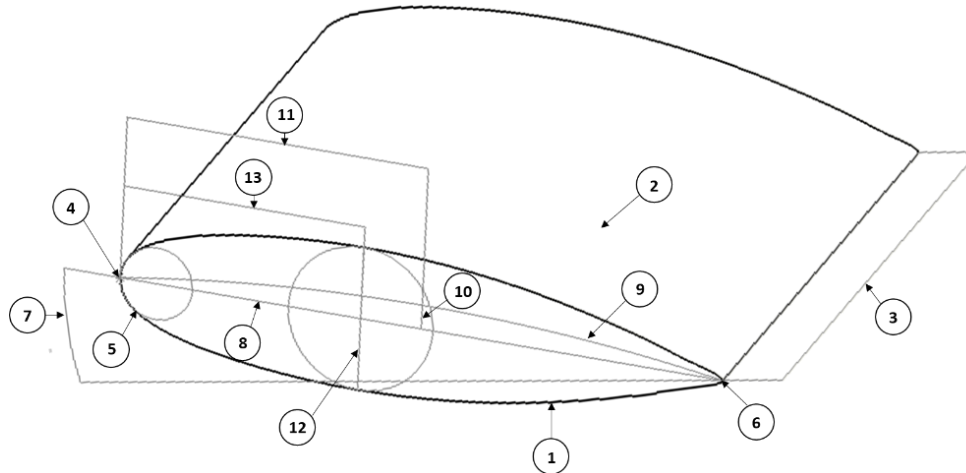


Figura 1.10. Componentes de un perfil aerodinámico.

Tabla 1-1. Descripción de los componentes y su nomenclatura para perfiles aerodinámicos.

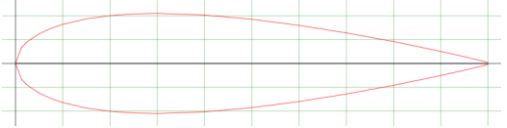
| Componente | | DESCRIPCIÓN |
|------------|-------------------------------------|--|
| ① | Intradós | Área inferior del perfil donde se presenta presión alta. |
| ② | Extradós | Área superior del perfil donde se presenta presión baja. |
| ③ | Envergadura del aspa (b) | Longitud del aspa de la raíz a la punta. |
| ④ | Borde de ataque (L_e) | Parte frontal del perfil y es la que tiene el primer contacto con el viento. |
| ⑤ | Radio del borde de ataque (r_L) | Es el radio tangente al extradós e intradós, el origen del radio está sobre la línea de curvatura media y define la forma del borde de ataque. |
| ⑥ | Borde de salida (T_e) | Parte final del perfil y es la que tiene el último contacto con el viento. |
| ⑦ | Ángulo de ataque (α) | Ángulo formado entre la cuerda y la dirección de la velocidad de flujo libre. |

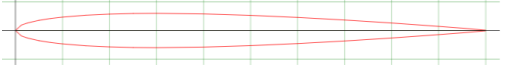

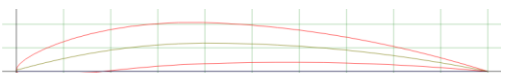
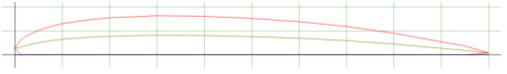
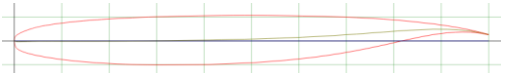
| | | |
|---|--|--|
| ⑧ | Cuerda (c) | Longitud desde el borde de ataque hasta el borde de salida. |
| ⑨ | Línea de curvatura media (l_m) | Se encuentra a mitad de camino entre las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico y se cruza con la cuerda en los bordes de ataque y de salida. |
| ⑩ | Ordenada máxima de la línea de curvatura media ($f_{máx}$) | Longitud desde la línea de curvatura media hasta la cuerda, se expresan en porcentaje de la longitud de la cuerda y es perpendicular a la cuerda. |
| ⑪ | Posición de la ordenada máxima (x_f) | Longitud perpendicular a la cuerda desde el borde de ataque hasta la ordenada máxima. |
| ⑫ | Espesor máximo (t) | Longitud entre la superficie superior y la superficie inferior y es perpendicular a la cuerda. |
| ⑬ | Posición del espesor máximo (x_t) | Longitud perpendicular a la cuerda desde el borde de ataque hasta el espesor máximo. |

1.2.5.1. Tipo de perfiles aerodinámicos

Los perfiles aerodinámicos se clasifican con base a su forma general en simétricos y asimétricos y a su vez de acuerdo con el tipo tal como se muestra en la Tabla 1-2 [38], [39]:

Tabla 1-2. Tipo de perfiles aerodinámicos simétricos y asimétricos.

| Tipo | | Descripción | Figura |
|------------|-----------|---|--|
| Simétricos | Biconvexo | La cuerda va desde el centro del borde de ataque hasta el borde de salida, donde la cuerda y la línea de curvatura media son iguales. |  <p>Figura 1.11. Perfil NACA 0024 ejemplo de un perfil simétrico biconvexo [40].</p> |

| | | | |
|--------------------|-------------------|---|---|
| Asimétricos | Laminar | Es un perfil biconvexo con bajo espesor, mantiene la capa límite lo más reducida posible y minimiza el arrastre. |  <p><i>Figura 1.12. Perfil NACA 0006 ejemplo de un perfil simétrico laminar [41].</i></p> |
| | Biconvexo | La cuerda va desde el centro del borde de ataque hasta el extremo del borde de salida. La curvatura del extradós es mayor que la del intradós. |  <p><i>Figura 1.13. Perfil NACA 2414 ejemplo de un perfil asimétrico biconvexo [42].</i></p> |
| | Cóncavo – Convexo | El intradós está hacia adentro del perfil. La cuerda en este perfil es la distancia en línea recta entre el borde de ataque y el borde de salida pasando por fuera de la parte del contorno del perfil. |  <p><i>Figura 1.14. Perfil NACA 6409 ejemplo de un perfil asimétrico cóncavo - convexo [43].</i></p> |
| Asimétricos | Plano – Convexo | La cuerda en este perfil es la distancia entre el borde de ataque y el borde de salida a lo largo del intradós. |  <p><i>Figura 1.15. Perfil Fage & Collins 1 ejemplo de un perfil asimétrico plano-convexo [44].</i></p> |
| | Supercrítico | En este perfil la mayor parte del extradós es recta, reduciendo la aceleración en esa zona, pero manteniendo el espesor máximo del 50% de la cuerda, lo que retrasa la curvatura del intradós. |  <p><i>Figura 1.16. Perfil Grumman K-2 ejemplo de un perfil asimétrico supercrítico [45].</i></p> |

1.2.6. Teoría de disco actuador

La Teoría del disco actuador, también conocida como Teoría del momento o Teoría del momento axial, es la teoría aerodinámica más simple para el estudio de aerogeneradores, la cual fue presentada por William Froude en 1865. En esta teoría el rotor se representa como un disco actuador de igual área del rotor al momento de girar las aspas, lo que se conoce como área de barrido (A_R), para este estudio se considera un incremento de presión constante, un número infinito de aspas, una velocidad de flujo constante y un flujo homogéneo, incompresible, en estado estacionario y sin arrastre por fricción[46], [47].

Además, para el análisis de esta teoría se usa un volumen de control como el que se muestra en la Figura 1.17, donde el flujo circula de un extremo a otro dentro del tubo divergente de corriente. Cuando el flujo de aire está a punto chocar con el rotor se genera un arrastre obtenido por una caída de presión sobre éste mismo provocando que la velocidad del viento disminuya de tal manera que el área transversal del tubo de corriente aumenta aguas abajo del rotor. Al pasar el flujo por el rotor se genera en esta sección una discontinuidad de presión y una velocidad de flujo constante igual a la velocidad del rotor (U_R), por lo tanto, se puede considerar que $U_2 = U_3 = U_R$, siendo U_2 la velocidad de flujo aguas arriba y U_3 la velocidad de flujo aguas abajo del rotor. De igual manera, el área a la entrada (A_2) y a la salida (A_3) del rotor, así como la cantidad de flujo másico (\dot{m}) de aire que lo atraviesa es igual en aguas arriba como aguas abajo y se puede calcular mediante la ecuación (1.13), donde A_R es el área de barrido del disco actuador o rotor y se determina mediante $A_R = \pi \cdot R^2$, siendo R el radio del disco actuador [35], [47].

$$\dot{m} = \rho A_R U_R \quad (1.13)$$

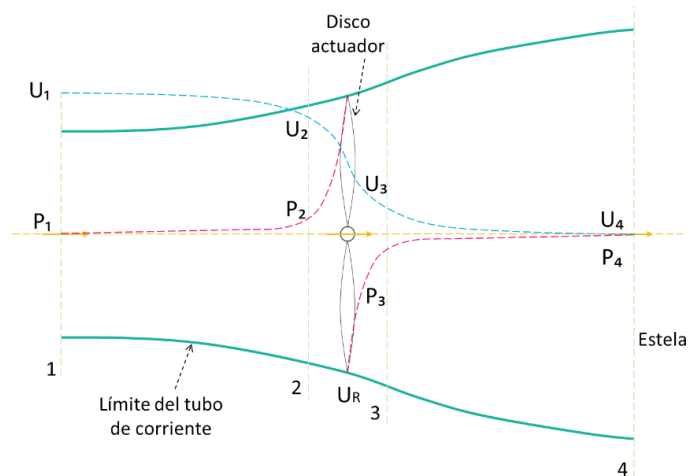


Figura 1.17. Disco actuador

Debido a las condiciones en el rotor se pueden derivar relaciones entre la velocidad del flujo ($U_1 = U$), la velocidad del rotor (U_R), la velocidad de la estela (U_4), el empuje (T), y la potencia (W). Aplicando el principio de cantidad de movimiento lineal sobre el volumen de control se puede determinar T , que es la fuerza del viento ejercida sobre el rotor y responsable del cambio de velocidad del viento, disminuyendo de U_1 a U_4 al pasar por el rotor y se determina a partir de la ecuación (1.14) [35], [46].

$$T = \dot{m}(U_1 - U_4) \quad (1.14)$$

Sin embargo, debido al arrastre se presenta una caída de presión sobre el rotor. Con esta diferencia de presiones (ΔP) en el disco actuador o el rotor del aerogenerador se puede obtener el empuje mediante la ecuación (1.15), donde P_2 es la presión aguas arriba y P_3 es la presión aguas abajo del rotor, respectivamente. Al ser el número de Mach igual a 1, la densidad del aire es constante y la velocidad debe disminuir [35], [47].

$$T = A_R(\Delta P) = A_R(P_2 - P_3) \quad (1.15)$$

Al tratarse de una geometría cónica, no existe trabajo antes y después del rotor, por lo tanto, se puede aplicar la ecuación de Bernoulli en dos secciones. Entre la entrada del tubo de corriente (sección 1) y contra el viento (sección 2) y entre el lado a favor del viento del rotor (sección 3) y la estela o salida del tubo de corriente (sección 4). Aguas arriba del rotor la presión aumenta de P_1 a P_2 y aguas abajo del rotor la presión aumenta de P_3 a P_4 , antes

y después de la diferencia de presión, respectivamente, por lo tanto $P_1 = P_4$, entonces la diferencia de presión se puede calcular mediante las ecuaciones (1.16) y (1.17) [47], [48].

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho U_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho U_R^2 \quad (1.16)$$

$$P_3 + \frac{1}{2}\rho U_R^2 = P_4 + \frac{1}{2}\rho U_4^2 \quad (1.17)$$

Sustituyendo las ecuaciones (1.16) y (1.17) en la ecuación (1.15) se obtiene:

$$T = \frac{1}{2}A_R\rho(U_1^2 - U_4^2) \quad (1.18)$$

Como se trata de un flujo sin fricción la energía interna no cambia desde la entrada hasta la salida. De la Figura 1.17 se puede determinar la potencia (W) con ayuda de la ecuación de energía que es igual al producto de la velocidad del rotor y el empuje (U_R, T), respectivamente, como se muestra en la ecuación (1.19):

$$W = \frac{1}{2}A_R\rho(U_1^2 - U_4^2)U_R \quad (1.19)$$

Al igualar los valores de empuje de la ecuación (1.14) sustituyendo en ella la ecuación (1.13) y la ecuación obtenida anteriormente se tiene que U_R es el promedio de las velocidades en los extremos del volumen de control [47].

$$U_R = \frac{U_1 + U_4}{2} \quad (1.20)$$

Un parámetro importante es el factor de inducción axial (a), representa la disminución de la velocidad del viento entre el flujo libre y el rotor, se expresa mediante la ecuación (1.21) [35], [48].

$$a = \frac{U_1 - U_R}{U_1} \quad (1.21)$$

Dejando en términos de a las ecuaciones (1.18), (1.19) y (1.20) se puede expresar T, W y U_R , respectivamente como:

$$T = 2A_RU_1^2\rho a(1 - a) \quad (1.22)$$

$$W = 2A_R U_1^3 \rho a(1 - a)^2 \quad (1.23)$$

$$U_R = U_1(1 - a) \quad (1.24)$$

Igualando la ecuación (1.20) y (1.24) se obtiene U_4 a la salida del volumen de control.

$$U_4 = U_1(1 - 2a) \quad (1.25)$$

Los parámetros de rendimiento de un aerogenerador se pueden expresar en forma adimensional, en la que el coeficiente de empuje (C_T) y el coeficiente de potencia (C_P) se puede definir por la relación entre sus fuerzas y la fuerza dinámica, tal como se expresan en las siguientes ecuaciones [35], [49]:

$$C_T = \frac{T}{0.5A_R U_1^2 \rho} \quad (1.26)$$

$$C_P = \frac{P}{0.5A_R U_1^3 \rho} \quad (1.27)$$

También, C_T y C_P se pueden expresar en términos de factor de inducción axial, obteniendo las ecuaciones (1.28) y (1.29).

$$C_T = 4a(1 - a) \quad (1.28)$$

$$C_P = 4a(1 - a)^2 \quad (1.29)$$

Si se quisiera diseñar un aerogenerador para que opere de manera óptima es necesario determinar el coeficiente de potencia máximo ($C_{P,max}$), el cual se determina a partir de conocer las raíces de a , por lo que se iguala la ecuación (1.29) con cero y se obtienen los valores de $a = 1$ y $a = \frac{1}{3}$, el primer valor indica que $C_P = 0$ y el segundo valor indica que $C_{P,máx} = \frac{16}{27} \approx 0.5926$, el cuál representa el máximo valor. Este segundo resultado se conoce como límite de Betz, fue formalizado en 1926 por Hermann Glauert e indica que, si la velocidad del viento en el rotor fuera $\frac{2}{3}$ de la velocidad de flujo libre, el aerogenerador estaría operando a su máxima producción de energía [47], [48].

1.2.7. Teoría general de cantidad de movimiento con rotación

Esta teoría surge de la corrección de la Teoría del disco actuador, en donde se considera un movimiento giratorio que produce el rotor sobre la estela provocando un momento angular y una mayor pérdida de energía. En el caso del rotor de un aerogenerador, el flujo aguas abajo del rotor gira en dirección opuesta al rotor, en reacción al torque ejercido por el flujo sobre el rotor. En la Figura 1.18 se muestra el tubo de corriente de este flujo y la rotación de la estela [47], [50].

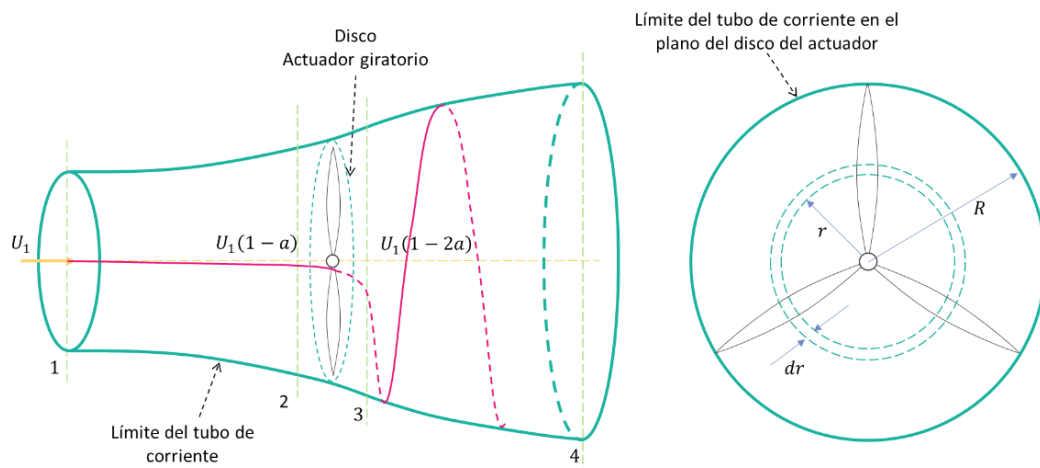


Figura 1.18. Flujo en un tubo de corriente y su geometría para el análisis del rotor de un aerogenerador.

La generación de energía cinética rotacional en la estela da como resultado una menor extracción de energía por parte del rotor. En la Figura 1.18 se muestra los parámetros implicados en este análisis, que se basa en el uso de un flujo anular en un tubo con un radio r y un espesor dr , lo que resulta en un área de sección transversal igual a $2\pi r dr$. Para encontrar la diferencia de presión se puede aplicar la ecuación de Bernoulli aguas arriba y aguas abajo del rotor cuando giran a una velocidad angular del rotor (Ω). Debido a que el flujo aguas abajo del rotor gira en dirección opuesta al rotor, por lo tanto, la velocidad angular del flujo (ω) en relación con el álabe aumenta de Ω a $\Omega + \omega$, mientras que la componente axial de la velocidad permanece constante, entonces, la diferencia de presión se puede expresar con la ecuación (1.30) [47], [50].

$$P_2 - P_3 = \rho \left(\Omega + \frac{1}{2} \omega \right) \omega r^2 \quad (1.30)$$

El flujo que ingresa al rotor no tiene movimiento giratorio, sin embargo, el flujo que sale tiene rotación y permanece constante a medida que el fluido avanza por la estela. El cambio en la velocidad tangencial del rotor se expresa en términos de un factor de inducción angular (a') y se define por la ecuación (1.31) [11].

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (1.31)$$

Dado que las condiciones aerodinámicas varían con el radio sobre un elemento anular, así como las ecuaciones de empuje (T), torque (Q) y potencia (W). Por lo tanto, el empuje se produce de la diferencia de presión por el área de sección transversal como se muestra en la ecuación (1.32). Mientras que para el torque ejercido sobre el rotor se aplica la conservación del momento angular, por lo tanto, el torque debe ser igual al cambio de momento angular de la estela. Un elemento de área anular incremental se puede expresar por la ecuación (1.33), siendo $d\dot{m} = 2U_2\rho r dr$ y $U_2 = U_1(1 - a)$. La potencia generada en cada elemento viene dada por la ecuación (1.34) [35], [46], [49].

$$dT = (P_2 - P_3)dA_R = 4a'(1 + a')\rho\pi\Omega^2 r^3 dr \quad (1.32)$$

$$dQ = d\dot{m}(\omega r)(r) = 4a'(1 - a)U_1\Omega\rho\pi r^3 dr \quad (1.33)$$

$$dW = \Omega dQ = 4a'(1 - a)U_1\Omega^2\rho\pi r^3 dr \quad (1.34)$$

Al tener rotación de la estela, la velocidad inducida en el rotor consta de una componente axial, ($U_1 a$) y de una componente en el plano del rotor, ($r\Omega a'$). Siguiendo el análisis de cantidad de movimiento lineal, T en una sección transversal anular también se puede expresar en términos del factor de inducción axial (a) como se muestra en la ecuación (1.35) [47].

$$dT = 4a(1 - a)U_1^2\rho\pi r dr \quad (1.35)$$

Igualando las dos expresiones de empuje se obtiene la velocidad local típica en la punta del aspa se define como (λ_r), como se muestra en la ecuación (1.36):

$$\lambda_r = \sqrt{\frac{a(1-a)}{a'(1-a')}} = \frac{\Omega r}{U_1} \quad (1.36)$$

La energía de rotación de flujo se describe mediante la velocidad típica de la punta del aspa (λ), TSR por sus siglas en inglés (Tip Speed Ratio), definida como la relación entre la velocidad tangencial y la velocidad de flujo libre, y se expresa por la ecuación (1.37), donde ΩR es la velocidad tangencial del aerogenerador, (U_t):

$$\lambda = \frac{\Omega R}{U_1} \quad (1.37)$$

La velocidad local típica de punta del aspa se puede expresar también en términos de λ como se muestra en la ecuación (1.38):

$$\lambda_r = \frac{\lambda r}{R} \quad (1.38)$$

La contribución gradual del coeficiente de potencia de cada sección anular viene dada por la ecuación (1.39):

$$dC_p = \frac{dW}{0,5\rho AU_1^3} \quad (1.39)$$

Para obtener la W total es necesario integrar la ecuación (1.34) de inicio a fin de la sección analizada, es decir, de 0 a R y dejando en términos de λ y λ_r se obtiene la ecuación (1.40).

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_0^\lambda a'(1-a)\lambda_r^3 d\lambda_r \quad (1.40)$$

Para poder integrar la expresión anterior, es necesario relacionar las variables a , a' y λ_r . Utilizando la ecuación (1.36) se puede despejar a a' , obteniendo la ecuación (1.41):

$$a' = \frac{1}{2} \sqrt{\left[1 + \frac{4}{\lambda_r^2} a(1-a)\right]} - \frac{1}{2} \quad (1.41)$$

Cuando el término $a'(1-a)$ de la ecuación (1.40) es máximo, el C_p será el valor óptimo para la máxima producción de potencia. Sustituyendo el valor de a' en $a'(1-a)$ y estableciendo la derivada de ese término con respecto a a e igualándola con cero se obtiene

la ecuación (1.42). Obsérvese que si en esta ecuación se tiene el valor máximo para a , es decir, $a = \frac{1}{3}$ la velocidad típica de punta es infinita, pero si la ecuación se iguala con cero se obtiene un valor de $a = 0.25$, por lo tanto, estos dos valores corresponden a la velocidad típica de punta de interés [51].

$$\lambda_r^2 = \frac{(1-a)(4a-1)^2}{1-3a} \quad (1.42)$$

La ecuación (1.43) define el a' para la potencia máxima en función de a :

$$a' = \frac{1-3a}{4a-1} \quad (1.43)$$

Para obtener el $C_{P_{m\acute{a}x}}$, es decir, saber cuándo se tiene la máxima producción de potencia es necesario derivar la ecuación (1.42) con respecto a a para sacar la relación entre $d\lambda_r$ y da .

$$2\lambda_r d\lambda_r = \left[\frac{6(4a-1)(1-2a)^2}{(1-3a)^2} \right] da \quad (1.44)$$

Si se sustituye las ecuaciones (1.42), (1.41)(1.43) y (1.44) en la ecuación (1.40) se obtiene el $C_{P_{m\acute{a}x}}$ como se muestra en la siguiente ecuación:

$$C_{P_{m\acute{a}x}} = \frac{24}{\lambda^2} \int_{a_1}^{a_2} \left[\frac{(1-a)(1-2a)(1-4a)}{(1-3a)} \right]^2 da \quad (1.45)$$

donde el límite inferior de integración (a_1), corresponde al factor de inducción axial para $\lambda_r = 0$ y el límite superior (a_2), corresponde al factor de inducción axial en $\lambda_r = \lambda$. Para resolver la integral de la ecuación anterior es necesario realizar un cambio de variable, para este caso se sustituirá $(1-3a)$ por x y se evaluará desde $x = 0.25$ a $x = 1-3a$, aplicando lo anterior se obtiene la ecuación (1.46). Esta ecuación representa el funcionamiento de un aerogenerador ideal, siempre que exista rotación de la estela [2], [47], [51].

$$C_{P_{m\acute{a}x}} = \frac{8}{729\lambda^2} \left\{ \begin{array}{l} \frac{64}{5}x^5 + 72x^4 + 124x^3 + 38x^2 \\ -63x - 12 \ln x - 4x^{-1} \end{array} \right\}_{x=(1-3a)}^{x=0,25} \quad (1.46)$$

1.2.8. Teoría de elemento del aspa

La Teoría de elemento del aspa fue iniciada por W. Froude en 1878, pero su principal desarrollo se debe a S. Drzewiecki. Esta teoría se implementa para analizar las fuerzas aerodinámicas generadas por el movimiento de las aspas de un aerogenerador a través de un fluido, estas fuerzas dependen de las características de los parámetros de diseño del aspa y además se debe considerar que no existe interacción de flujo entre los elementos. El análisis se basa en dividir al aspa en un número de secciones o elementos (N), como se muestran en la Figura 1.19 [47], [50].

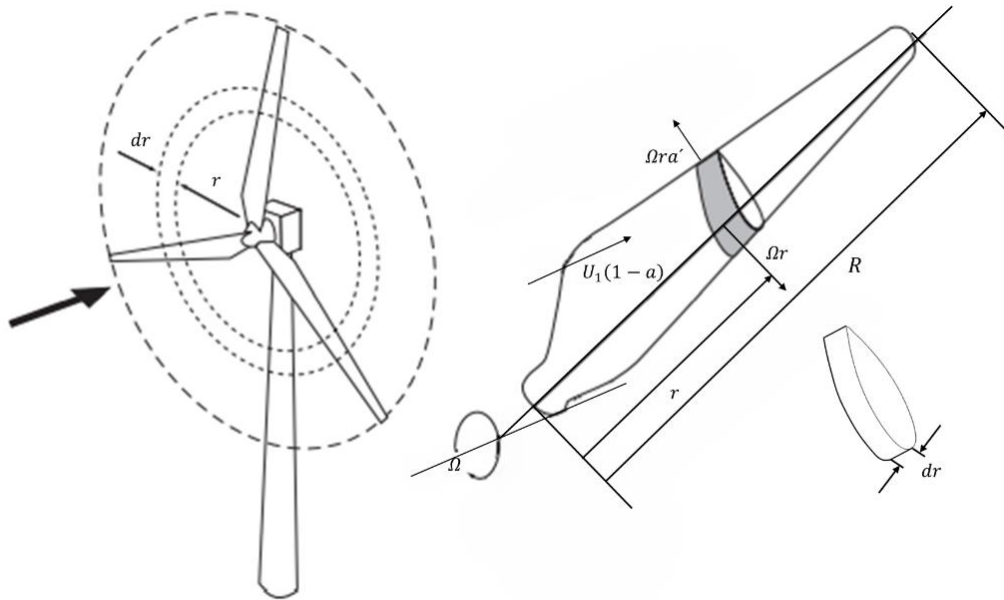


Figura 1.19. Elemento del aspa de un aerogenerador (Modificado de [11]).

En cada elemento se estudia una superficie aerodinámica a determinados parámetros de acuerdo con el perfil a lo largo del aspa, para posteriormente determinar las fuerzas aerodinámicas sobre el aspa derivando la suma de los elementos. Sin embargo, este método representa el comportamiento de un aerogenerador de manera general, pero no da resultados numéricos precisos. [47], [50].

Algunos de los parámetros que actúan para el análisis se pueden observar en la Figura 1.20. La velocidad relativa del fluido (U_{rel}) es la suma vectorial de la velocidad del viento en el rotor ($U_1(1-a)$) y la velocidad del viento debido a la rotación del rotor ($\Omega(1-a')$),

donde $U_1(1 - a)$ es la suma vectorial de la velocidad del fluido (U_1) y la velocidad axial inducida ($-U_1 a$) y $\Omega(1 - a')$ es la suma vectorial de la velocidad de la sección del aspa (Ωr) y la velocidad angular inducida ($a' \Omega r$) [2].

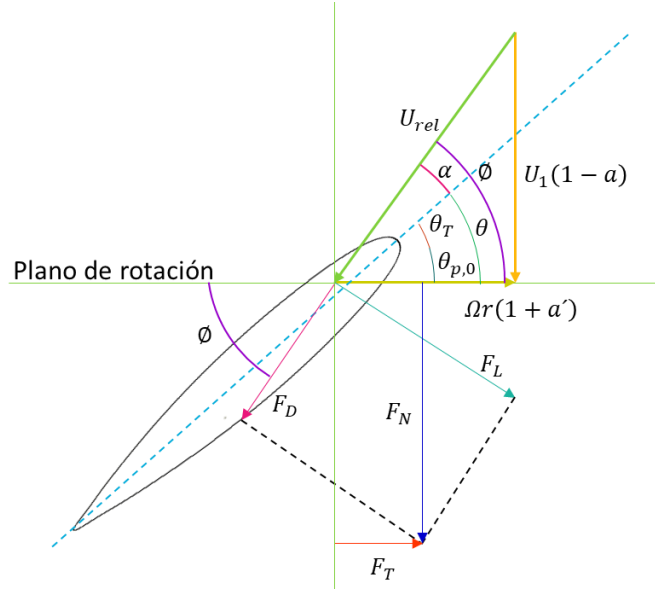


Figura 1.20. Descomposición de fuerzas y velocidades del viento sobre un perfil para el análisis de un aerogenerador de eje horizontal.

Por otra parte ϕ es el ángulo relativo al viento y se expresa por la ecuación (1.47), θ es el ángulo entre el plano del rotor y la cuerda, θ_T es el ángulo de torsión y $\theta_{p,0}$ es el ángulo de inclinación en la pala.

$$\phi = \theta + \alpha \quad (1.47)$$

La fuerza que provoca el empuje es la fuerza normal al plano de rotación (F_N) y la fuerza que provoca el torque es la fuerza tangencial con respecto a la velocidad tangencial del rotor (F_T). De acuerdo con la Figura 1.20 se puede obtener la ecuación (1.48) para conocer el valor de ϕ [11].

$$\tan(\phi) = \frac{\sin(\phi)}{\cos(\phi)} = \frac{U_1(1-a)}{\Omega r(1+a')} = \frac{(1-a)}{(1+a')\lambda_r} \quad (1.48)$$

Se puede determinar también U_{rel} , el incremento de F_D , F_L , F_T y F_N para un elemento del aspa con longitud dr y se definen por las ecuaciones (1.49), (1.50), (1.51), (1.52) y (1.53), respectivamente [51].

$$U_{rel} = \frac{U_1(1-a)}{\sin(\phi)} \quad (1.49)$$

$$dF_D = \frac{1}{2} C_D \rho U_{rel}^2 c dr \quad (1.50)$$

$$dF_L = \frac{1}{2} C_L \rho U_{rel}^2 c dr \quad (1.51)$$

$$dF_N = dF_L \cos(\phi) + dF_D \sin(\phi) \quad (1.52)$$

$$dF_T = dF_L \sin(\phi) - dF_D \cos(\phi) \quad (1.53)$$

El empuje en un elemento del aspa está definido por F_N . Mientras que el torque en un elemento del aspa se genera por F_T a una cierta distancia (r). Si en un rotor se tiene un número de aspa (B) determinado, dT y dQ debe ser multiplicados por B para una sección anular y se expresan por las ecuaciones (1.54) y (1.55), respectivamente [47], [49].

$$dT = \frac{1}{2} B U_{rel}^2 \rho (C_L \cos(\phi) + C_D \sin(\phi)) c dr \quad (1.54)$$

$$dQ = \frac{1}{2} B U_{rel}^2 \rho (C_L \sin(\phi) - C_D \cos(\phi)) c r dr \quad (1.55)$$

De las ecuaciones anteriores se puede analizar que el arrastre aumenta el empuje, pero disminuye el torque. Una manera de obtener el empuje y el torque en función del radio por medio de la solidez local (σ) que es la relación entre la longitud de la cuerda del aspa en un radio dado con la longitud de la circunferencia en ese radio y se define por la ecuación (1.56) [11], [49].

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r} \quad (1.56)$$

Por lo tanto, utilizando σ en la ecuación de empuje y torque se obtiene las ecuaciones (1.57) y (1.58) en una sección de rotor anular en función de ϕ , r y a .

$$dT = \sigma \pi \rho \frac{U_1^2 (1-a)^2}{\sin(\phi)^2} (C_L \cos(\phi) + C_D \sin(\phi)) r dr \quad (1.57)$$

$$dQ = \sigma \pi \rho \frac{U_1^2 (1-a)^2}{\sin(\phi)^2} (C_L \sin(\phi) - C_D \cos(\phi)) r^2 dr \quad (1.58)$$

1.2.9. Teoría de impulso de elemento del aspa (BEM)

La Teoría de impulso de elemento del aspa por sus siglas en inglés BEM (Blade Element Momentum) es el resultado de la combinación de la Teoría general de cantidad de movimiento con la Teoría de elemento del aspa y permite establecer una relación entre los factores a y a' . Es utilizado para analizar el rendimiento aerodinámico en base a la geometría del aspa y las características del flujo. Para aplicar la teoría de BEM se asume que la fuerza de las aspas sobre el flujo es constante en cada elemento anular y lo que sucede en cada elemento no puede afectar a los demás. [31], [46].

Si se igualan las ecuaciones para dT ((1.35) y (1.57)) y de igual manera con las ecuaciones de dQ ((1.33) y (1.58)) se obtienen las ecuaciones (1.59) y (1.60), respectivamente.

$$\frac{a}{1-a} = (\sigma C_L) \frac{\cos(\phi)}{4 \sin^2(\phi)} \left[1 + \left(\frac{C_D}{C_L} \right) \tan(\phi) \right] \quad (1.59)$$

$$\frac{a'}{1-a} = \frac{\sigma C_L}{4 \lambda_r \sin(\phi)} \left[1 - \left(\frac{C_D}{C_L} \right) \cot(\phi) \right] \quad (1.60)$$

Para determinar los factores de inducción a y a' , se acepta para las ecuaciones anteriores ((1.59) y (1.60)) que C_D se iguale con cero independientemente de las características del perfil aerodinámico, las ecuaciones se pueden reescribir de la siguiente manera:

$$\frac{a}{1-a} = (\sigma C_L) \frac{\cos(\phi)}{4 \sin^2(\phi)} \quad (1.61)$$

$$\frac{a'}{1-a} = \frac{\sigma C_L}{4 \lambda_r \sin(\phi)} \quad (1.62)$$

Utilizando la ecuación (1.48) en las ecuaciones (1.61) y (1.62), aplicando álgebra se pueden expresar las ecuaciones (1.63)-(1.66):

$$C_L = \frac{4 \sin(\phi) \cos(\phi) - \lambda_r \sin(\phi)}{\sigma \sin(\phi) + \lambda_r \cos(\phi)} \quad (1.63)$$

$$a = \frac{1}{\left[1 + \frac{4 \sin^2(\phi)}{(\sigma C_L)(\cos(\phi))} \right]} \quad (1.64)$$

$$a' = \frac{1}{\left[\frac{4 \cos(\varnothing)}{\sigma C_L} - 1 \right]} \quad (1.65)$$

$$\frac{a}{a'} = \frac{\lambda_r}{\tan(\varnothing)} \quad (1.66)$$

Si la velocidad del flujo en el rotor disminuye $\frac{1}{3}$ de su magnitud, el valor de $a = \frac{1}{3}$ y de acuerdo con la ecuación (1.43), se tiene que $a' = 0$, por lo tanto, sustituyendo estos valores en la ecuación (1.43), esta se puede expresar como la ecuación (1.67).

$$\tan(\varnothing) = \frac{2}{3\lambda_r} \quad (1.67)$$

Para determinar el valor de la cuerda se utiliza la ecuación (1.68) que se deriva de la combinación de la Teoría general de cantidad de movimiento y la Teoría de elemento del aspa [2].

$$c = \frac{8\pi r \sin(\varnothing)}{3B C_L \lambda_r} \quad (1.68)$$

Sustituyendo la ecuación (1.67) en (1.68), queda la ecuación (1.69) en función de r .

$$c = \frac{16\pi r \cos(\varnothing)}{9B C_L \lambda_r^2} \quad (1.69)$$

1.2.10. Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa (TLFB)

Dado que la presión en el lado de succión de un aspa es menor que en el lado de presión, el viento tiende a fluir alrededor de la punta desde la superficie inferior a la superior reduciendo la sustentación. Un método sencillo para corregir la pérdida en la punta es el desarrollado por Prandtl, él derivó un factor de corrección (F_p), como se muestra en la ecuación (1.70):

$$F_p = \left(\frac{2}{\pi} \right) \cos^{-1} \left\{ e^{\left[\frac{(-B)(R-r)}{2r \sin(\varnothing)} \right]} \right\} \quad (1.70)$$

donde el ángulo resultante está en radianes y además el valor de F_p está entre 0 y 1. El factor de pérdida en la punta de un aspa por sus siglas en ingles TLFB (Tip-Loss Factor of a Blade) afecta las fuerzas derivadas de la teoría del momento (empuje y torque). Quedando las ecuaciones (1.71) y (1.72):

$$dT = 4F_p U^2 \rho a (1 - a) \pi r dr \quad (1.71)$$

$$dQ = 4F_p U \Omega \rho a' (1 - a) \pi r^3 dr \quad (1.72)$$

Realizando todo el desarrollo anterior para llegar a las ecuaciones de la Teoría de BEM y llevando el factor de pérdida de punta a través de los cálculos se obtienen las ecuaciones (1.73)-(1.76):

$$C_L = \frac{4F_p \sin(\varnothing) \cos(\varnothing) - \lambda_r \sin(\varnothing)}{\sigma \sin(\varnothing) + \lambda_r \cos(\varnothing)} \quad (1.73)$$

$$a = \frac{1}{\left[1 + \frac{4F_p \sin^2(\varnothing)}{(\sigma C_L) \cos(\varnothing)} \right]} \quad (1.74)$$

$$a' = \frac{1}{\left[\frac{4F_p \cos(\varnothing)}{\sigma C_L} - 1 \right]} \quad (1.75)$$

$$c = \frac{8\pi r F_p \sin(\varnothing) \cos(\varnothing) - \lambda_r \sin(\varnothing)}{B C_L \sin(\varnothing) + \lambda_r \cos(\varnothing)} \quad (1.76)$$

1.2.11. Ecuación empírica para el coeficiente de potencia máximo.

Una manera de estimar el $C_{P_{m\acute{a}x}}$ es mediante una ecuación empírica, la cual se muestra en la ecuación (1.77). Esta ecuación considera la relación de C_D y C_L del perfil y/o aspa de estudio, el número de aspas en el rotor (B) y además está compuesta por las ecuaciones del disco actuador de Rankine-Froude y del disco actuador de Glauert [52].

$$C_{P_{m\acute{a}x}} = \frac{16}{27} \left(\frac{\lambda B^{0.67}}{1.48 + (B^{0.67} - 0.04)\lambda + 0.0025\lambda^2} - \frac{1.92\lambda^2 B C_D}{1 + 2\lambda B C_L} \right) \quad (1.77)$$

1.3. Estado del Arte

En los últimos años se han realizado estudios dirigidos a mejorar la eficiencia aerodinámica de perfiles aerodinámicos mediante el uso de rugosidades. En este trabajo de investigación se hizo una revisión en diferentes artículos, tesis y trabajos reportados para conocer el tipo de rugosidad con el que se trabajó, que tipo de superficie y el tipo de método que se utilizó para realizar el análisis. En la Tabla 1-3 se muestran los resultados obtenidos de algunos estudios realizados.

Tabla 1-3. Resumen de investigaciones utilizando rugosidades sobre superficies.

| Referencia | Superficie | Tipo de rugosidad | Método (s) | Escalas y distribución | Resultados |
|------------|------------|-------------------------------|--|---|--|
| [53] | NACA 0012 | Escama de tiburón Mako. | Simulación de CFD y experimental en un tanque de agua. | Utilizaron 3 escalas diferentes e iniciando su distribución a distancias diferentes respecto al borde de ataque. | Obtuvieron mejores resultados para ángulos de ataque bajos y utilizando la escala menor. |
| [15] | NACA 0015 | Escama de tiburón Rectangular | Experimental en un túnel de viento rectangular. | Utilizaron 3 escalas de escamas diferentes y 1 de forma rectangular. Iniciando su distribución a 3 distancias diferentes respecto al borde de ataque. | Obtuvieron mejores resultados utilizando rugosidades inspiradas en las escamas de tiburón que en forma rectangular, esto principalmente cuando las distribuyeron a mayores distancias del borde de ataque. |

| | | | | | |
|------|----------------------|------------------------|---|---|--|
| [8] | NACA 0012 | Triangular | Experimental en un túnel de viento. | Utilizaron 8 escalas diferentes variando principalmente la altura de la rugosidad. | Obtuvieron resultados que proporcionan una reducción en la fuerza de arrastre por fricción de hasta 6% principalmente en rugosidades con menor altura, sin embargo, en algunos casos perjudico al perfil aerodinámico. |
| [54] | Placa plana flexible | Escama de tiburón Mako | Experimental en un tanque de agua. | Utilizaron 1 escala y variaron otros parámetros como la amplitud y la frecuencia de oleaje. | Obtuvieron resultados con una reducción en la resistencia estática del 8.7% a velocidades de flujo lentas y un aumento a velocidades altas. |
| [9] | NACA 0015 | Escama de tiburón Mako | Simulación de CFD y experimental en un túnel de viento. | Utilizaron 5 escalas diferentes y variando los ángulos de ataque. | Obtuvieron resultados positivos en relación con la fuerza de sustentación y de arrastre, sin embargo, al comparar los resultados con el coeficiente de potencia máxima esta presentaba una disminución. |

CAPÍTULO 2. DISEÑO DEL ASPA Y DE LA ESCAMA DE TIBURÓN

CAPÍTULO 2 . DISEÑO DEL ASPA Y DE LA ESCAMA DE TIBURÓN

En este capítulo se describe la metodología para el desarrollo del modelo matemático propuestos para obtener los parámetros de diseño de un aspa lisa a partir de las Teorías de BEM y TLFB, también se describen los componentes y parámetros geométricos establecidos y propuestos para el diseño de escamas de tiburón. Además, en el mismo modelo matemático se programaron las ecuaciones correspondientes para obtener los parámetros geométricos y la distribución lineal de las escamas de tiburón.

Para este trabajo de investigación se propuso trabajar con escalas geométricas de 1:1, 10:1, 20:1 y 30:1, estas escamas fueron colocadas en el lado succión del perfil iniciando de menor a mayor escala, del borde de ataque al borde de salida, respectivamente. El diseño de las aspas y de las escamas se realizaron con el CAD (por sus siglas en inglés Computer-Aided Design) Solidworks.

2.1. Metodología general para el diseño aerodinámico de un aspa

Para determinar los parámetros de diseño a lo largo del aspa, esta investigación propone la siguiente metodología que permite calcular la cuerda (c), el coeficiente de sustentación (C_L) y el coeficiente de potencia (C_P).

1. Descargar los valores de la velocidad de flujo (U_1), presión (P_1) y temperatura (T) de la zona geográfica de interés e intervalo de tiempo de la base de datos de la NASA por sus siglas en inglés (National Aeronautics and Space Administration): <https://power.larc.nasa.gov/data-access-viewer/>.
2. Seleccionar de un caso de estudio validado el radio del rotor y rpm como referencia para definirlos en un modelo a escala.

3. Definir los criterios de diseño ($U_1, P_1, T, \rho, \mu, \lambda$ y B) para determinar los parámetros de funcionamiento del rotor (R, Re, Ω, f y rpm).
4. Seleccionar el perfil que presente la mayor eficiencia aerodinámica y no decrezca exponencialmente al cambiar su ángulo de ataque (α), a partir del número de (Re) obtenido previamente.
5. Determinar el ángulo de ataque de diseño ($\alpha_{diseño}$) en el que el perfil seleccionado opera a su máxima eficiencia aerodinámica $\left(\frac{C_{L,diseño}}{C_{D,diseño}}\right)$. El $\alpha_{diseño}$ se determina con ayuda del programa Xfoil^{MR} funciona mediante iteraciones y conociendo Re .
6. Programar las ecuaciones de la Teoría de BEM y de TLFB en Excel para calcular los valores de las diferentes cuerdas a lo largo del aspa.

2.2. Desarrollo de la metodología para el diseño aerodinámico de un aspa

Para esta investigación se siguió la metodología descrita anteriormente, donde se propuso como caso de estudio el parque eólico “San Pedro”, ubicado en el Estado de Querétaro a una latitud de 20.3503° y una longitud de -100.3489° , y se obtuvieron los valores del viento $10\ m$ y $50\ m$ sobre la superficie en un periodo de 5 años para medir el valor promedio de U_1, P_1 y T que se muestra en la Tabla 2-1 [55].

Tabla 2-1. Datos de viento promedio del parque eólico San Pedro a 50 m de la superficie.

| Criterio | Valor |
|-------------|-------|
| U_1 (m/s) | 4.5 |
| P_1 (kPa) | 80.0 |
| T (K) | 289.4 |

Además, se encontró que los aerogeneradores en dicho parque tienen un radio (R) de $55\ m$ [56] y su rango de operación es de $13 - 20\ rpm$, a una velocidad máxima de viento (U) de $11\ \frac{m}{s}$ para un desempeño promedio [19]. Para este trabajo se propuso una escala de 1:55 para calcular λ el cual corresponde al valor del modelo del aspa, utilizando estos datos se

calculó la frecuencia (f) y Ω , como se muestra en la Tabla 2-2., donde rpm es el valor promedio entre 13 y 20, f se calcula del cociente de las rpm entre 60 y Ω se obtiene del producto de $2\pi f$.

Tabla 2-2. Criterios para calcular el valor de λ y definir la escala a la que se trabajará.

| Criterio | Valor |
|------------------|-------|
| R (m) | 55 |
| U (m/s) | 11 |
| rpm | 16.5 |
| f (1/s) | 0.28 |
| Ω (rad/s) | 1.73 |

A partir de T se encontraron los valores de ρ y μ utilizando la Tabla A-15 [21]. Finalmente, con los datos de U_1 y P_1 , la escala establecida y el valor de λ se obtuvieron los nuevos valores de R , Re , Ω , f y rpm , tal como se observa en la Tabla 2-3

Tabla 2-3. Criterios generales para el diseño de un aspa lisa.

| Criterio | Valor |
|-----------------------------|-----------|
| ρ (kg/m ³) | 1.2 |
| μ (kg/m · s) | 1.81 E-05 |
| λ (rad) | 8.6 |
| B | 3.0 |
| R (m) | 1.0 |
| Re | 48581.53 |
| Ω (rad/s) | 38.6 |
| f (1/s) | 6.1 |
| rpm | 368.9 |

Donde Re se calcula con la ecuación (1.1) y el valor de c para este caso, corresponde a 0.161 m el cual representa a la cuerda máxima de los diseños propuestos a escala.

Continuando con la metodología se seleccionaron únicamente cuatro perfiles (dos simétricos y dos asimétricos) de la serie NACA de 4 dígitos y con ayuda del software Xfoil™ se determinó para cada perfil su respectivo $\alpha_{diseño}$, $C_{L,diseño}$, $C_{D,diseño}$ y $\frac{C_{L,diseño}}{C_{D,diseño}}$. Para este procedimiento, se analizó α en un rango de -3° a 12° , en un incremento de uno en uno, esto para cada de los cuatro perfiles seleccionados, cuyos parámetros de diseño se expresan en la Tabla 2-4.

Tabla 2-4. Perfiles seleccionados.

| | Tipo de perfil aerodinámico | | | |
|-------------------------------------|-----------------------------|-----------|-----------|-----------|
| | NACA 0015 | NACA 0012 | NACA 6412 | NACA 2412 |
| $\alpha_{diseño} (^\circ)$ | 7 | 5 | 7 | 6 |
| $C_{L,diseño}$ | 0.8111 | 0.6460 | 0.6654 | 0.8589 |
| $C_{D,diseño}$ | 0.0341 | 0.0243 | 0.0986 | 0.0321 |
| $\frac{C_{L,diseño}}{C_{D,diseño}}$ | 23.7720 | 26.6392 | 6.7478 | 26.7820 |

Mientras que de la Figura 2.1 a) a la Figura 2.1 d) se muestra la geometría de los perfiles seleccionados para el diseño de las aspas a analizar.

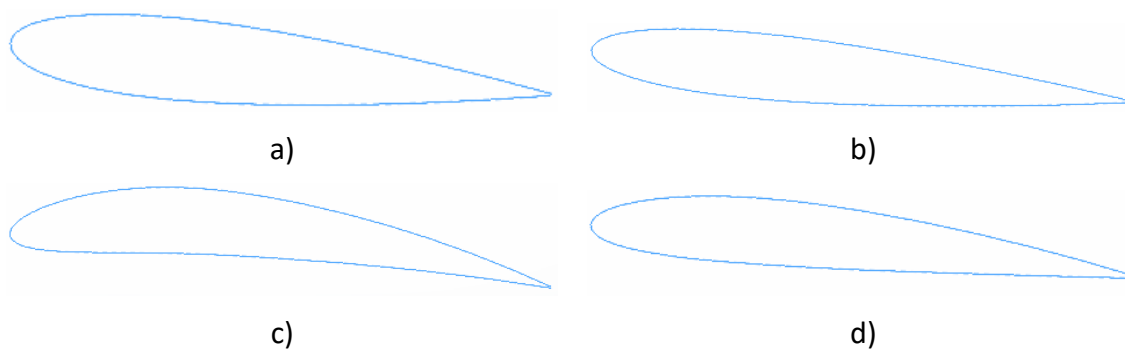


Figura 2.1. a) Perfil Naca 0015, b) Perfil Naca 0012, c) Perfil Naca 6412 y d) Perfil Naca 2412.

Por último, se creó en Excel un programa para calcular las dimensiones de los componentes del aspa, a partir de las Teorías de impulso de elemento del aspa (BEM) y del factor de perdida en la punta de un aspa (TLFB). Para la revisión de los resultados obtenidos para

cada uno de los perfiles mencionados en la Tabla 2-4 de este programa, consultar el Apéndice I.

Además, se crearon dos diagramas de flujo que muestran su procedimiento, funcionamiento y las ecuaciones utilizadas para cada una de estas teorías, tal como se observa en la Figura 2.2 y en la Figura 2.3, respectivamente.

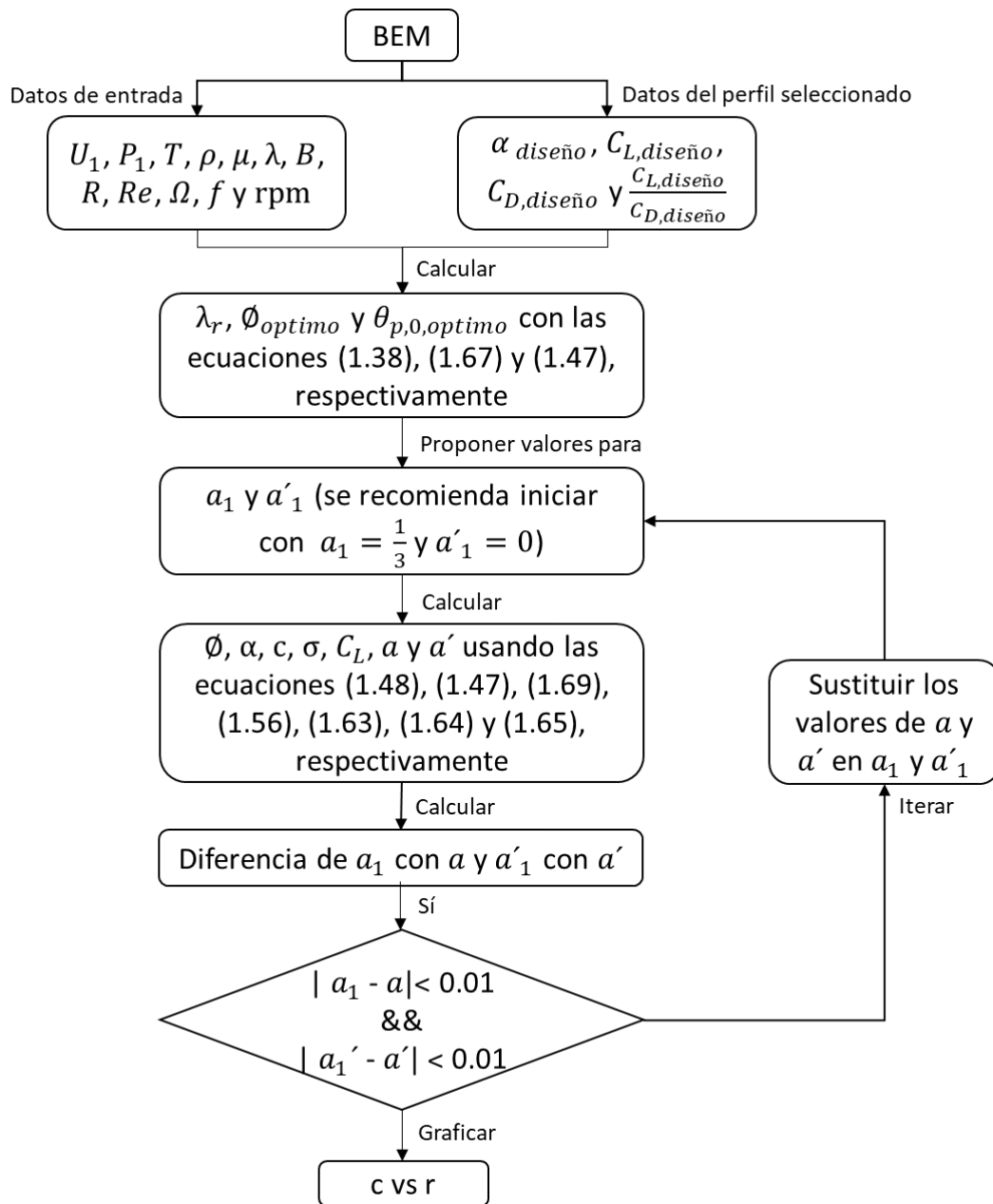


Figura 2.2. Propuesta para programar la teoría de impulso de elemento del aspa (BEM).

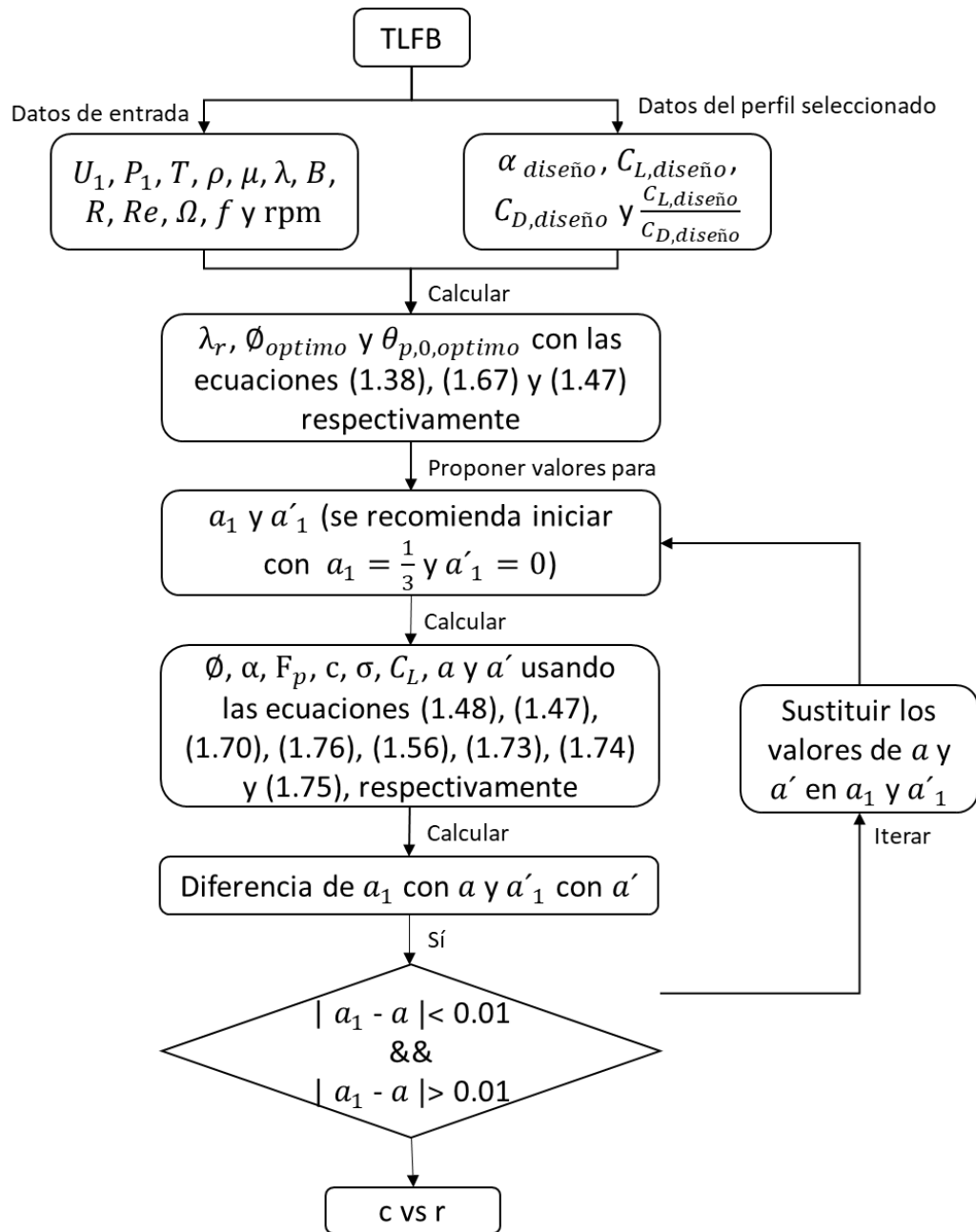


Figura 2.3. Propuesta para programar la Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa (TLFB).

Para esta investigación, primero se analizaron los datos obtenidos a partir del diagrama de flujo de la teoría de BEM, donde se encontró que la longitud de la cuerda a cinco centímetros de la raíz corresponde al valor de la cuerda máxima, es decir, conforme se acerca a la raíz la cuerda aumenta, tal como se muestra en la Figura 2.4. Sin embargo, se sabe que la raíz de un aspa debe ser menor a la cuerda máxima [19], [57]. Por lo que, se

tuvo que realizar un nuevo análisis utilizando la teoría de factor de pérdida en la punta del asa (TLFB), donde a cinco centímetros de la raíz se obtuvieron valores menores a los de la cuerda máxima, tal como se muestra en la Figura 2.5.

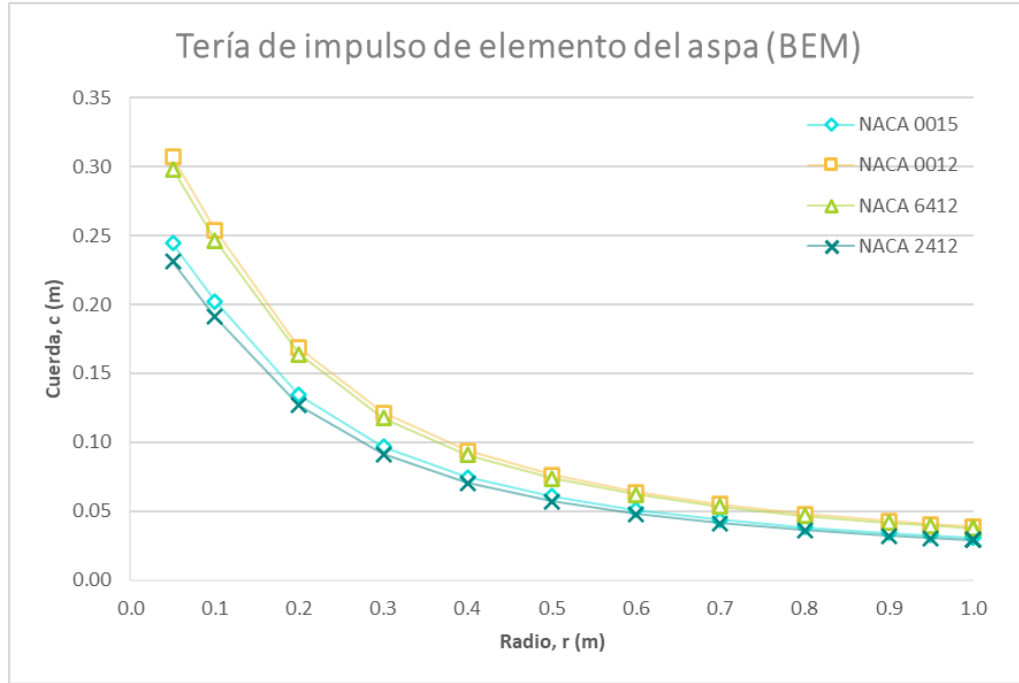


Figura 2.4. Relación de c vs r utilizando la Teoría de BEM.

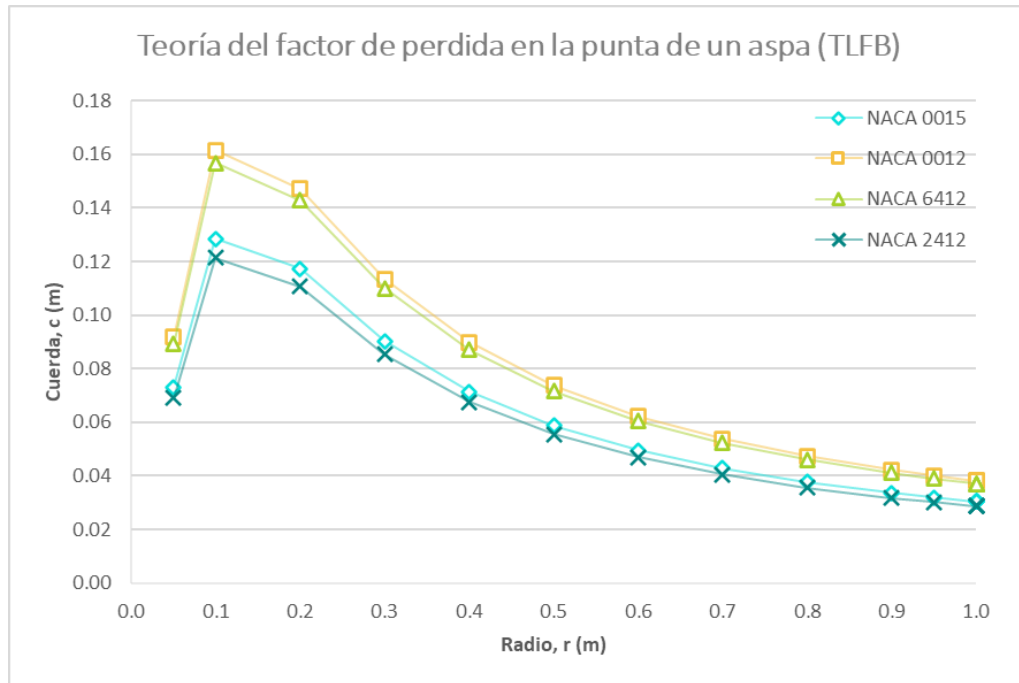


Figura 2.5. Relación de c vs r utilizando la TLFB.

2.3. Rugosidades en aerogeneradores

La eficiencia de un aerogenerador es afectada cuando se presenta una separación de la capa límite sobre el aspa, por lo que se ha visto la necesidad de desarrollar estrategias activas y pasivas para maximizar la sustentación y minimizar el arrastre de los perfiles aerodinámicos. La primera estrategia consiste en modificar la potencia auxiliar del sistema mientras que la segunda se enfoca en agregar geométricas y/o rugosidades sobre la superficie del perfil con el que se trabaje.

En los últimos años, se han implementado estrategias pasivas, con geometrías en forma de triángulo [8], rectángulo [15] y principalmente con rugosidades inspiradas en las escamas del tiburón Mako, las cuales han mostrado resultados con una disminución de arrastre del 10% [53].

2.3.1. Escamas de tiburón

La piel de tiburón se compone en su mayoría por escamas o dentículos que están alineadas en dirección del flujo y varían en tamaño desde la cabeza hasta la cola para reducir el arrastre que experimentan los tiburones al nadar. Se han realizado estudios que demuestran una disminución de arrastre desde un 5% [58] hasta un 9.9% [59] utilizando escamas de tiburón en el lado succión del perfil aerodinámico. La estructura y distribución de las escamas de tiburón varía de acuerdo con la especie, lo que ha demostrado que el tiburón Mako (*Isurus paucus*) es uno de los más rápidos y es capaz de nadar a velocidades mayores a 20 m/s, debido a su fisiología fusiforme y a la geometría de sus escamas en forma de medialuna y suavemente redondeadas [15], por lo que se ha convertido en la especie más estudiada. Razones que motivaron a esta investigación para seguir trabajando con el tiburón Mako, debido a sus efectos hidrodinámicos. La geometría de las escamas de tiburón de la especie mencionada anteriormente se puede observar en la Figura 2.6.

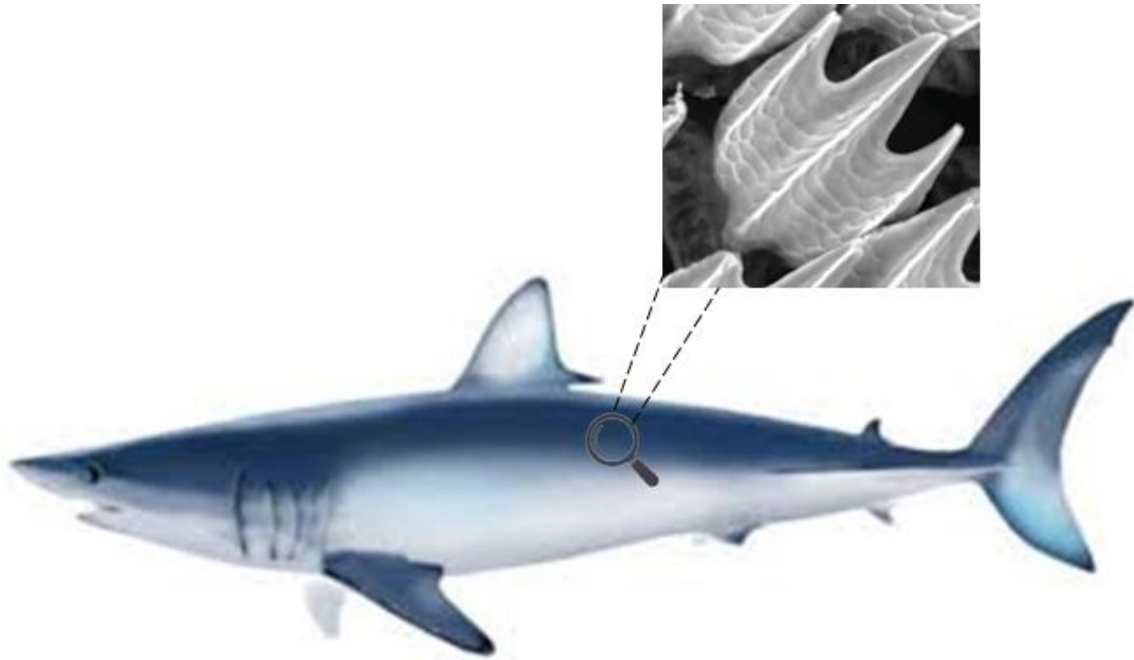


Figura 2.6. Imagen aumentada de la piel del tiburón a $100\ \mu\text{m}$ (Modificado [54], [60]).

En la Figura 2.7 a) se muestra la vista frontal y Figura 2.7 b) la vista lateral del diseño de la escama del tiburón Mako propuesto en esta investigación, en conjunto con sus componentes principales, así como su descripción en la Tabla 2-5 [53], [58].

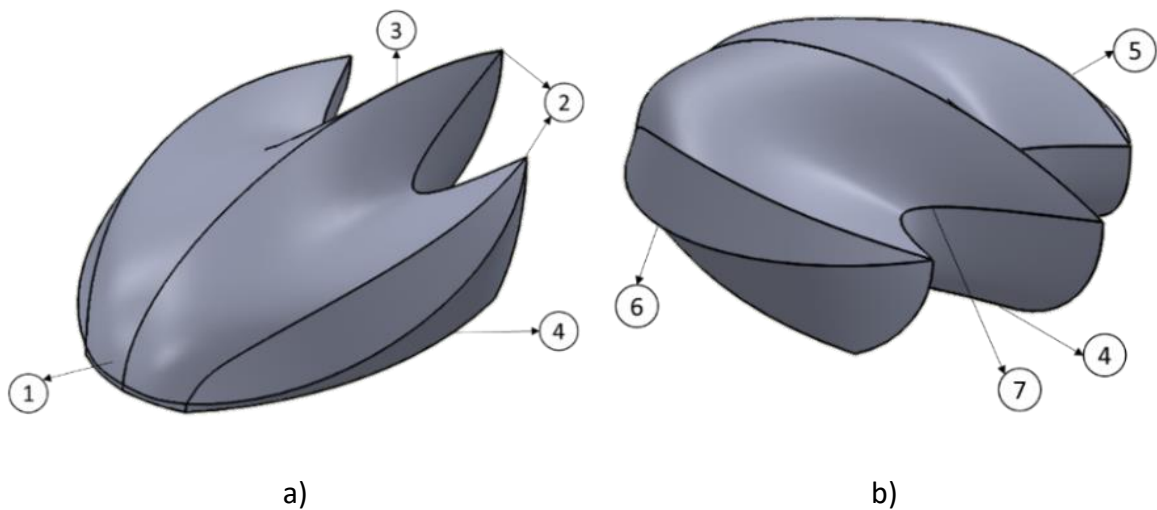


Figura 2.7. Componentes de la escama de tiburón Mako.

Tabla 2-5. Componentes de la escama de tiburón Mako.

| Componente | | Descripción |
|------------|---------------------|---|
| ① | Borde de ataque | Parte frontal de la escama que tiene el primer contacto con el fluido. |
| ② | Bordes de salida | Parte final de la escama que tiene el último contacto con el fluido. |
| ③ | Cresta media | Es la curvatura en medio de la escama y la de mayor altura. |
| ④ | Valle | Es la parte inferior de la escama y que está en contacto con la superficie. |
| ⑤ | Crestas laterales | Son las curvas a los lados de la cresta media y con menor altura. |
| ⑥ | Cresta exterior | Son las curvas que van de extremo a extremo de la cresta lateral con un ángulo de inclinación determinado y sin altura. |
| ⑦ | Curva entre crestas | Es la curvatura entre el borde de salida de la cresta media y la cresta lateral. |

Además, en la Figura 2.8 a) se muestran la vista superior y en la Figura 2.8 b) la vista lateral de la escama propuesta de tiburón Mako con los parámetros geométricos reportados por otros estudios [53], [58], además se incluyen un nuevo parámetro (l_5) para su diseño y en la Tabla 2-6 se describe cada uno de ellos.

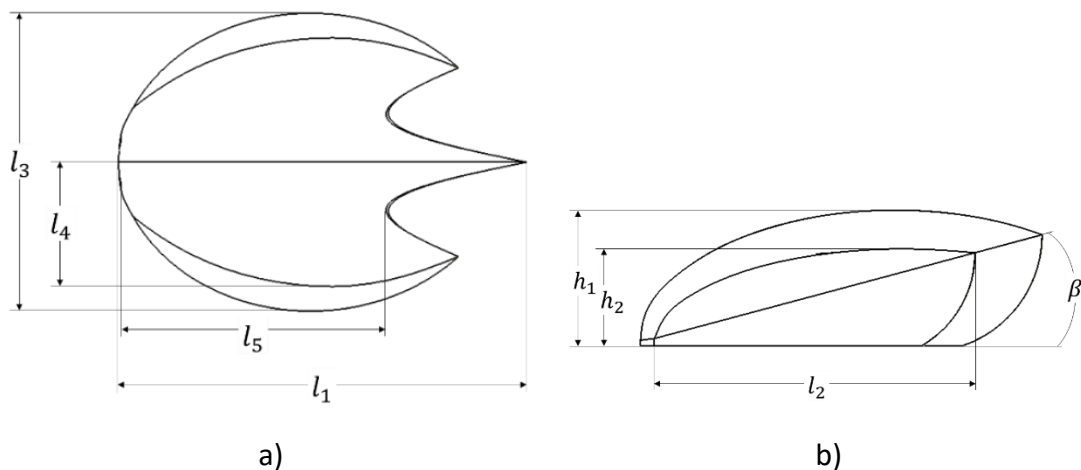


Figura 2.8. Parámetros geométricos para el diseño de una escama de tiburón Mako.

Tabla 2-6. Parámetros geométricos para el diseño de una escama de tiburón Mako.

| Parámetro | Descripción |
|-----------|--|
| l_1 | Longitud de la cresta media. |
| l_2 | Longitud de la cresta lateral. |
| l_3 | Longitud entre las crestas exteriores. |
| l_4 | Longitud entre la cresta lateral y la cresta media. |
| l_5 | Longitud del borde de ataque y la curva entre crestas. |
| h_1 | Altura de la cresta media. |
| h_2 | Altura de las crestas laterales. |
| β | Ángulo de inclinación. |

Respecto al parámetro (l_5), fue propuesto para definir la longitud del borde de ataque a la curva entre crestas y se calcula multiplicando l_1 por la constante de $\frac{4}{5}$, la cual fue calculada experimentalmente, hasta alcanzar una curvatura con superficie suave.

Para realizar el diseño de las escamas se utilizaron parámetros geométricos establecidos en estudios anteriores como se muestra en la Figura 2.8. Estos parámetros se pueden obtener a partir de las ecuaciones (2.1)-(2.5) las cuales dependen de l_1 , pero se sabe que su valor promedio corresponde a $150\mu m$ [54], por lo tanto, este valor corresponde a la escala 1:1.

$$l_2 = \frac{l_1}{1.25} \quad (2.1)$$

$$l_3 = \frac{l_1}{1.37} \quad (2.2)$$

$$l_4 = \frac{l_3}{2.4} \quad (2.3)$$

$$h_1 = \frac{l_1}{2.95} \quad (2.4)$$

$$h_2 = \frac{h_1}{1.4} \quad (2.5)$$

Una vez que l_5 fue definida, se propusieron para este trabajo los parámetros l_6 , l_7 y l_8 , a fin de tener el diseño de la escama completamente dimensionado, tal como se observa en la Figura 2.9 y los cuales son descritos en la Tabla 2-7.

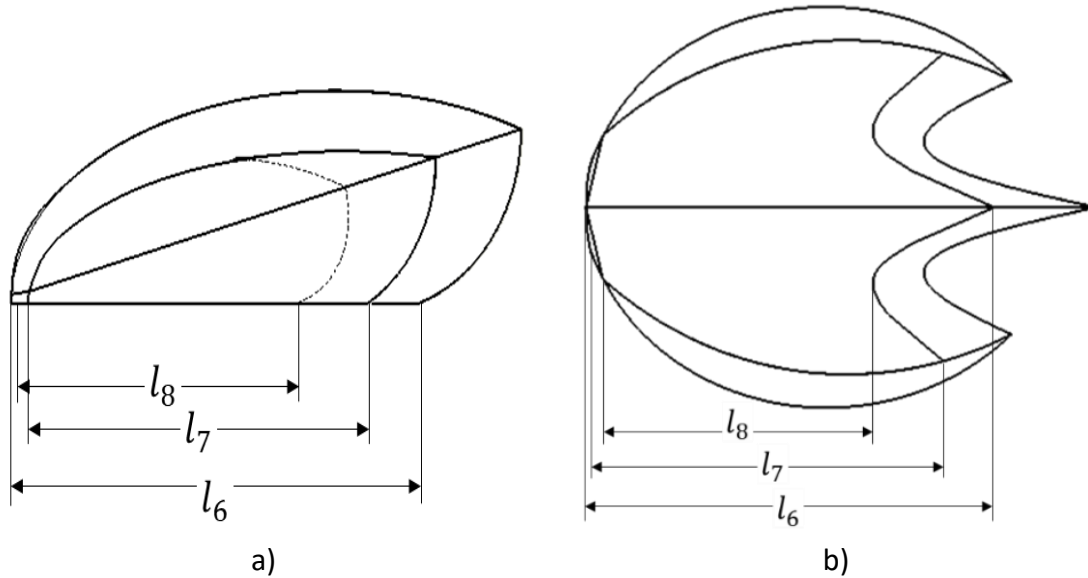


Figura 2.9. Parámetros geométricos propuestos para el diseño de una escama de tiburón Mako. a) Vista lateral y b) Vista inferior.

Tabla 2-7. Parámetros geométricos propuestos para el diseño de una escama de tiburón Mako.

| Parámetro | Descripción |
|-----------|--|
| l_6 | Longitud del valle medio. |
| l_7 | Longitud del valle lateral. |
| l_8 | Longitud entre el borde de ataque y la curva entre valles. |

Estos parámetros se obtuvieron a partir del producto de la longitud de la cresta correspondiente por $\frac{4}{5}$, a excepción de l_8 que se multiplica por $\frac{6}{7}$.

2.3.2. Diseño biomimético de las escamas de tiburón

Para el diseño de la escama de este trabajo se utilizó un ángulo de inclinación (β) de 15° de acuerdo con la recomendación de [53] y las dimensiones estándar obtenidas a partir de las ecuaciones (2.1)-(2.5). Además, se muestran los valores de las dimensiones propuestas (l_5 , l_6 , l_7 y l_8), a escalas de 1:1, 10:1, 20:1 y 30:1 tal como se presentan en la Tabla 2-8.

Tabla 2-8. Dimensiones de las escamas de tiburón a distintas escalas.

| Escala | | 1:1 | 10:1 | 20:1 | 30:1 |
|--------------|-------------------|-----------|-------|-------|-------|
| | | Parámetro | | | |
| Establecidos | $l_1(mm)$ | 0.150 | 1.500 | 3.000 | 4.500 |
| | $l_2(mm)$ | 0.120 | 1.200 | 2.400 | 3.600 |
| | $l_3(mm)$ | 0.109 | 1.095 | 2.190 | 3.285 |
| | $l_4(mm)$ | 0.046 | 0.456 | 0.912 | 1.369 |
| | $h_1(mm)$ | 0.051 | 0.508 | 1.017 | 1.525 |
| | $h_2(mm)$ | 0.036 | 0.363 | 0.726 | 1.090 |
| | $\beta(^{\circ})$ | 15 | 15 | 15 | 15 |
| Propuestos | $l_5(mm)$ | 0.120 | 1.200 | 2.400 | 3.600 |
| | $l_6(mm)$ | 0.096 | 0.960 | 1.920 | 2.880 |
| | $l_7(mm)$ | 0.088 | 0.876 | 1.752 | 2.628 |
| | $l_8(mm)$ | 0.103 | 1.029 | 2.057 | 3.086 |

Mientras que en la Figura 2.10 se muestran las escamas de tiburón diseñadas a estas diferentes escalas de acuerdo con los parámetros establecidos anteriormente.

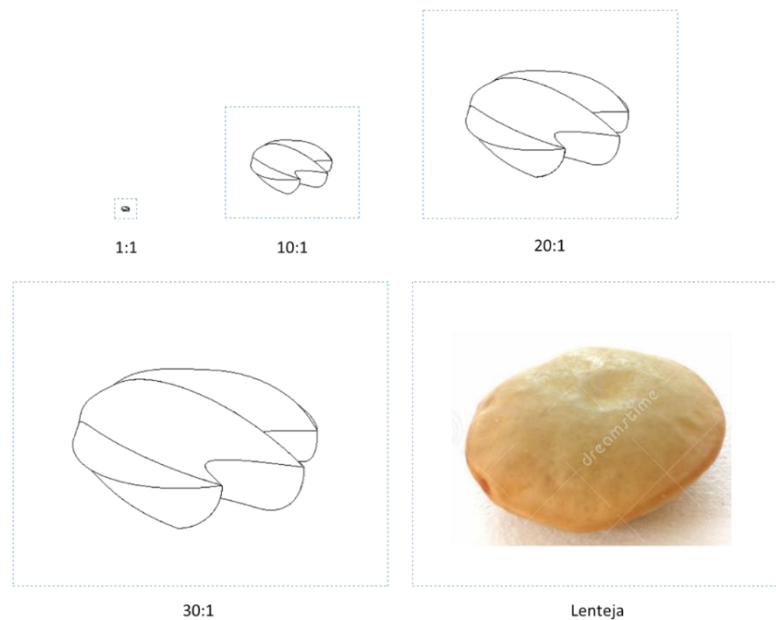


Figura 2.10. Diseño de la escama de tiburón a diferentes escalas comparadas con una lenteja.

2.4. Distribución de escamas de tiburón Mako en un aspa

El acomodo de las escamas se determinó a partir un escaneo realizado por Boomsma A. y Sotiropoulos F. quienes establecieron que la distancia entre las escamas a lo largo del flujo (e) y la distancia entre las escamas a lo largo del radio o envergadura (s) se puede obtener a partir de las ecuaciones (2.6) y (2.7), respectivamente [58]. Esta distribución lineal se puede observar en la Figura 2.11 a) la cual es la que se utilizó para esta investigación, mientras que en la Figura 2.11 b) corresponde a la distribución escalonada.

$$e = 1.032l_3 \quad (2.6)$$

$$s = 1.142l_3 \quad (2.7)$$

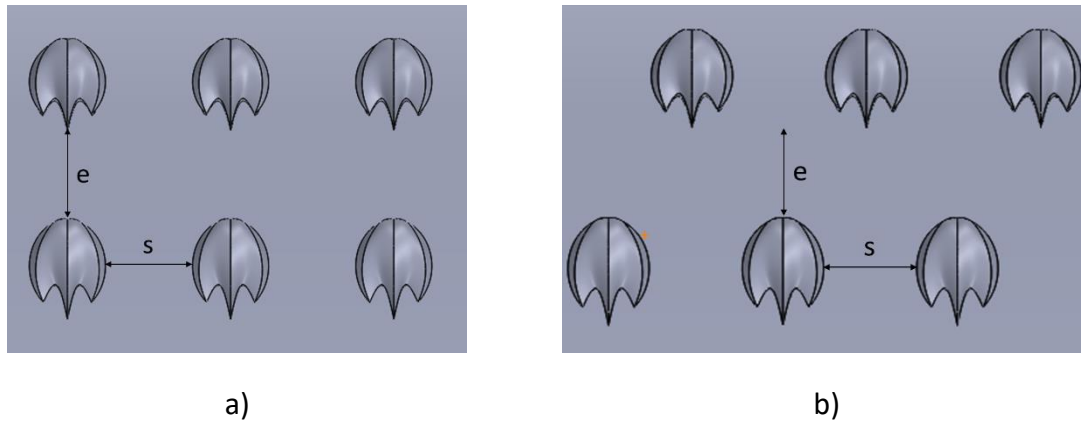


Figura 2.11. Distribución de las escamas sobre la superficie de estudio, a) Lineal y b) Escalonado.

En la Tabla 2-9 se muestran los valores para la distribución de las escamas de acuerdo con las escalas mencionadas anteriormente.

Tabla 2-9. Distribución de las escamas de tiburón a distintas escalas.

| Escala | e (mm) | s (mm) |
|--------|----------|----------|
| 1:1 | 0.113 | 0.125 |
| 10:1 | 1.130 | 1.250 |
| 20:1 | 2.260 | 2.501 |
| 30:1 | 3.390 | 3.751 |

CAPÍTULO 3.

ANÁLISIS CON

DINÁMICA DE

FLUIDOS

COMPUTACIONAL

CAPÍTULO 3 . ANÁLISIS CON DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

A lo largo de la historia el ser humano se ha visto en la necesidad de estudiar el movimiento de los fluidos, por lo que, se han desarrollado modelos matemáticos que permiten analizar a los fluidos de una manera muy precisa. Con el desarrollo de la tecnología en el siglo XX se logra implementar modelos matemáticos de forma computacional convirtiéndose en una herramienta potente y útil.

En este capítulo se describe lo que es la CFD, los modelos que se pueden utilizar para realizar una CFD, a partir de esta información que modelo y mallado se llevó a cabo para analizar los diseños de este trabajo de investigación.

3.1. Mecánica de fluidos con CFD (Ansys)

La mecánica de fluidos es la ciencia derivada de la Física que estudia el comportamiento de un líquido o gas en movimiento o en reposo para este estudio se han desarrollado una gran variedad de software que facilitan su estudio de manera teórica. Estos softwares consisten en realizar un análisis de Dinámica de Fluidos Computacional por sus siglas en ingles CFD (Computational Fluid Dynamics) para el estudio de un flujo alrededor de un cuerpo [61].

3.1.1. ¿Qué es la CFD?

Para realizar el estudio de un fluido es necesario considerar tres principios físicos: la segunda ley de Newton, la conservación de la masa y la energía. Estos principios se pueden expresar mediante ecuaciones diferenciales parciales e integrales. La CFD es una rama de la mecánica de fluidos que resuelven dichas ecuaciones de forma computacional mediante

métodos numéricos, algoritmos y realiza una simulación del movimiento del fluido de forma computacional para analizarlo [62].

La CFD es una herramienta que ayuda en estudios hidrodinámicos mediante las ecuaciones de Navier-Stokes las cuales son resueltas bajo un dominio a estudio. Estas ecuaciones son denominadas así en honor a el francés M. Navier y el inglés G. Stokes. Este análisis complementa pruebas, reduce tiempo, costos de experimentación y adquisición de datos [61], [62].

Como se sabe uno de los principales desafíos en la CFD es cuando se trabaja con turbulencia y aunque no se tiene una solución general se pueden obtener aproximaciones. Los elementos clave para un análisis en CFD son: El mallado de la geometría, el modelado de turbulencia y el desarrollo de algoritmos [63].

Algunos softwares desarrollados para realizar este tipo de análisis son Ansys, QBlade, COMSOL Multiphysics®, entre otros. Para este trabajo de investigación se utilizó Ansys Fluent, este solucionador se basa en el método de volumen finito donde el dominio se discretiza en un conjunto finito de volúmenes de control, es decir, el dominio continuo se cambia por un dominio discreto el cual es definido a partir de un mallado como se muestra en la Figura 3.1, donde las variables del flujo se definen para todos sus puntos del dominio continuo mientras que para el dominio discreto se definen únicamente el cada nodo de la malla [63], [64].

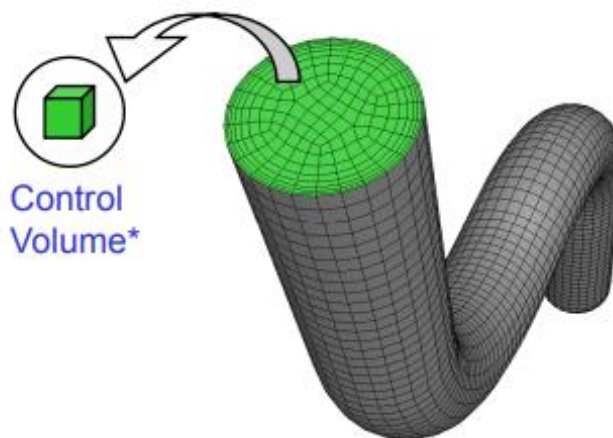


Figura 3.1. División de volumen de control en CFD [63].

3.1.2. Métodos computacionales para flujos turbulentos

Para estudios aerodinámicos las ecuaciones de continuidad y de Navier-Stokes describen el comportamiento del flujo. Las simulaciones numéricas directas (DNS) pueden resolver estas ecuaciones sin embargo los resultados no son muy eficientes a nivel ingenieril, requiere de una demandante cantidad de recursos computacionales y además no está disponible en Ansys Fluent [64].

Existen otros métodos computacionales para flujos turbulentos como lo son la simulación de remolinos grandes por sus siglas en ingles LES (Large Eddy Simulation) y el modelo de ecuaciones de Navier-Stokes de número de Reynolds promedio por sus siglas en ingles RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) [65], [66].

3.1.2.1. Modelo LES

Este modelo se utiliza para resolver remolinos turbulentos inestables tridimensionales de gran escala, mientras que los efectos de los remolinos de menor escala solo son modelados. Cuando se combina con el mallado de la capa límite, esta técnica proporciona una descripción precisa de un campo de flujo transitorio, así como flujos y fuerzas precisos en los límites. Una ventaja de este modelo es que requiere recursos computacionales menores al de DNS sin embargo para la mayoría de los casos este modelo sigue necesitando de una gran cantidad de recursos computacionales [66].

3.1.2.2. Modelo RANS

El modelo RANS fue propuesto por Reynolds en 1895 y es uno de los más utilizados debido a que asume variables promedio (velocidad, temperatura, presión y densidad) y la fluctuación. Las ecuaciones originales de Navier Stokes se reformulan en función de las variables promedio y se obtiene un nuevo grupo de ecuaciones, similares al conjunto original, pero con una variable adicional. El modelo RANS es de menor complejidad que el modelo LES, o bien, tiene menor demanda computacional, debido a que no resuelve de manera directa las ecuaciones de Navier Stokes [67].

3.1.2.2.1. Modelo k-ε

Es un modelo de turbulencia que introduce dos ecuaciones de transporte adicionales y dos variables dependientes. La ecuación de transporte para k y para ε se expresan en las ecuaciones (3.1) y (3.2), respectivamente.

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (ku) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (3.1)$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (\varepsilon u) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S_\varepsilon - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (3.2)$$

Donde, k es la energía cinética turbulenta, ε es la tasa de disipación turbulenta, G_k es la generación de energía cinética de turbulencia debido a los gradientes de velocidad media, G_b es la generación de energía cinética de turbulencia debido a la flotabilidad, Y_M es la contribución de la dilatación fluctuante en la turbulencia compresible a la tasa de disipación general, $C_2 = 1.92$ y $C_{1\varepsilon} = 1.44$ son constantes del modelo. $\sigma_k = 1$ y $\sigma_\varepsilon = 1.2$ son los números de Prandtl turbulentos para k y ε , respectivamente. S_k y S_ε son números definidos por el usuario [65], [66].

La viscosidad turbulenta (μ_T) se expresa en la ecuación (3.3), donde $C_\mu = 0.09$ es una constante del modelo [66].

$$\mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.3)$$

3.1.2.2.2. Modelo k-ω

El modelo k - ω estándar en ANSYS Fluent se basa en el modelo Wilcox k - ω . El modelo k - ω es un modelo empírico basado en ecuaciones de transporte para la energía cinética de turbulencia (k) y la tasa de disipación específica (ω) [65], [66].

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (ku) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (3.4)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (\omega u) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3.5)$$

Donde, Γ_k y Γ_ω representan la difusividad efectiva de k y ω , respectivamente. Y_k y Y_ω representan la disipación de k y ω debido a la turbulencia. Mientras que la viscosidad turbulenta (μ_T) se expresa con la ecuación (3.6) [66].

$$\mu_T = \rho \frac{k}{\omega} \quad (3.6)$$

3.1.2.2.3. Modelo de turbulencia transporte de esfuerzo cortante (SST) k - ω

El modelo SST k - ω por sus siglas en inglés (Shear-Stress Transport) fue desarrollado por Menter para combinar el modelo κ - ω en la región cercana a la pared con la independencia de flujo libre del modelo κ - ϵ en un campo lejano. El modelo SST k - ω es similar al modelo estándar k - ω , pero incluye mejoras y sus ecuaciones se formulan en términos k y ω como se observa en las ecuaciones (3.7) y (3.8).

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (ku) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial t} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (3.7)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x} (\omega u) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial t} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3.8)$$

Donde, D_ω representa el término de difusión cruzada. La definición de la viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte del esfuerzo cortante turbulento [65], [66].

3.2. CFD de los diseños propuestos

A partir de los perfiles aerodinámicos seleccionados se diseñó un aspa con cada uno de los perfiles. En cada diseño se realizó un análisis de CFD para determinar el de mayor eficiencia aerodinámica. Para el presente trabajo se utilizó un volumen de control en forma de media elipse [61], el cual se puede observar en la Figura 3.2. Además, el largo y alto corresponde a 16 veces el tamaño de la cuerda máxima y del espesor máximo, respectivamente. Mientras que el ancho corresponde a la longitud del aspa más 0.1 metros en cada extremo, es decir, 0.1 metros más después de la raíz y de la punta.

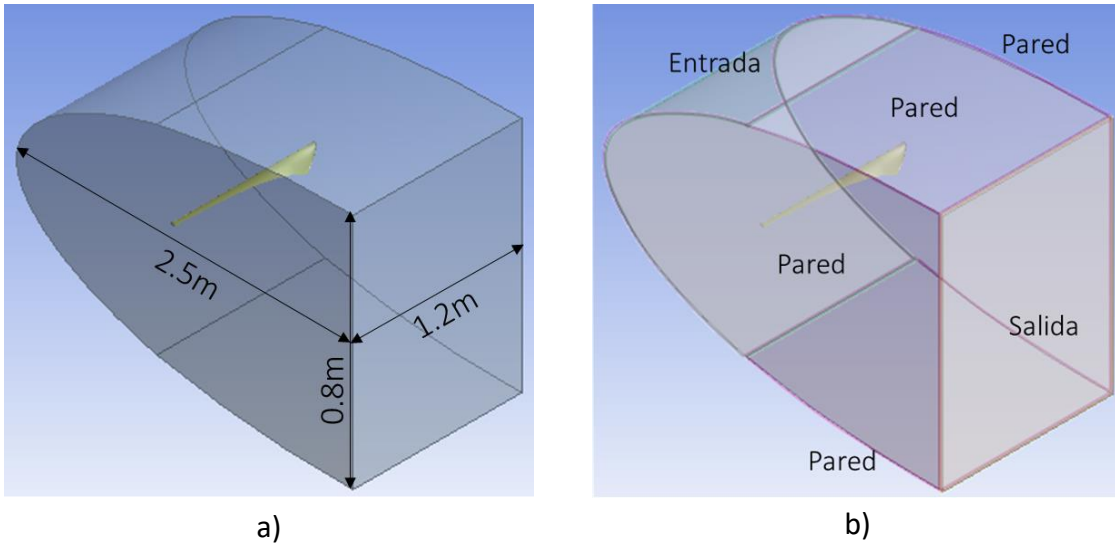


Figura 3.2. a) Forma y dimensiones generales del volumen de control y b) Nombre de las caras.

Para el análisis en CFD se realizaron con dos tipos de mallado una hexadecimales dominante y una tetraédrica ambas refinadas en la zona de la capa límite como se muestra en la Figura 3.3. En cada simulación el número de elementos de mallado fue mayor a 511 000 y menor a 512 000 es cual corresponde al limite para la versión utilizada.

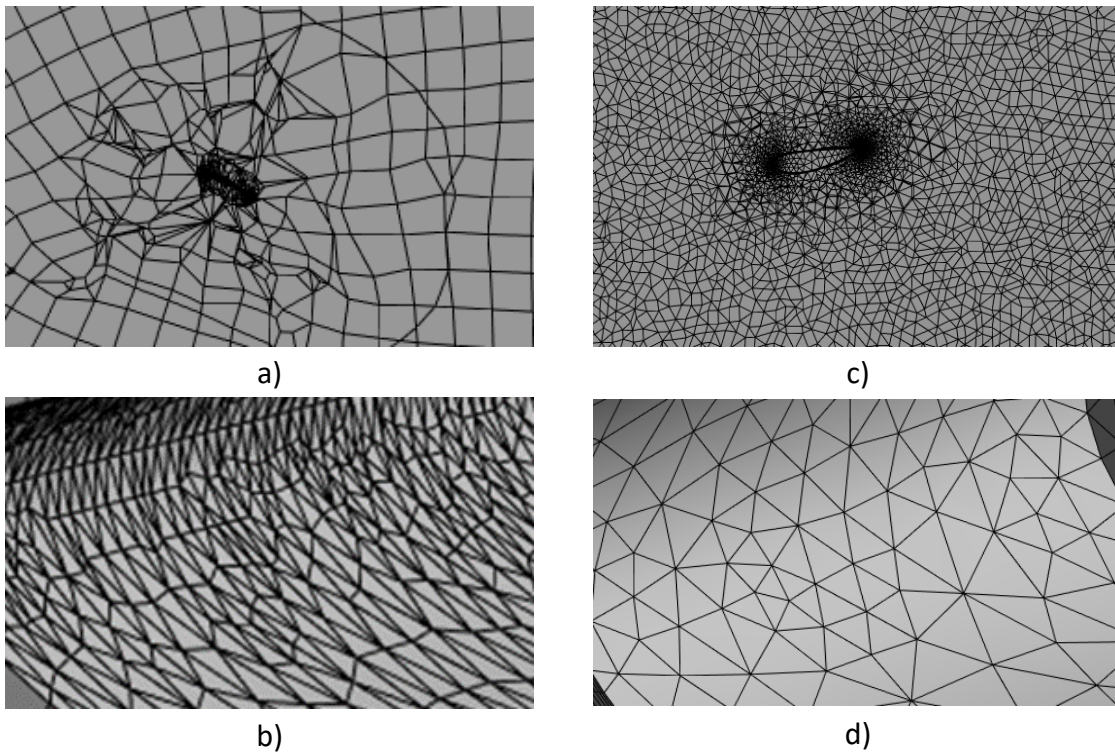


Figura 3.3. Mallado hexadecimales dominante: a) Dominio, b) Acercamiento en el borde de ataque. Mallado tetraédrico: c) Dominio, d) Acercamiento en el borde de ataque

La simulación se realizó con el modelo de turbulencia SST $k-\omega$ con un número de iteraciones para cada simulación de 2 000 en un rango de cada 100 iteraciones.

Para distribuir la escama de tiburón a lo largo del lado succión se determinó el diseño con mayor eficiencia aerodinámica, sin embargo, debido a las limitaciones computacionales se decidió realizar análisis de CFD por secciones con una envergadura de 0.01 metros, es decir, a 10, 30, 50, 70 y 90 centímetros respecto a la raíz, como se muestra en la Figura 3.4.

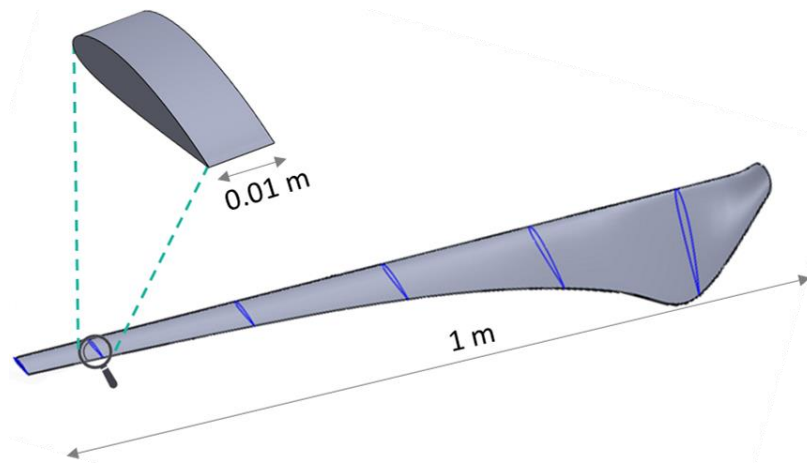


Figura 3.4. Secciones del asa que se analizaron con ampliación en la sección a 90 cm respecto a la raíz.

3.3. Distribución de las escamas sobre las secciones del asa.

Se sabe que las escamas del tiburón Mako se distribuyen de la cabeza a la cola, por lo que, se decidió distribuir las de esta manera iniciando con la de menor escala en el borde de ataque a la de mayor escala en el borde de salida como se muestra en la Figura 3.5.

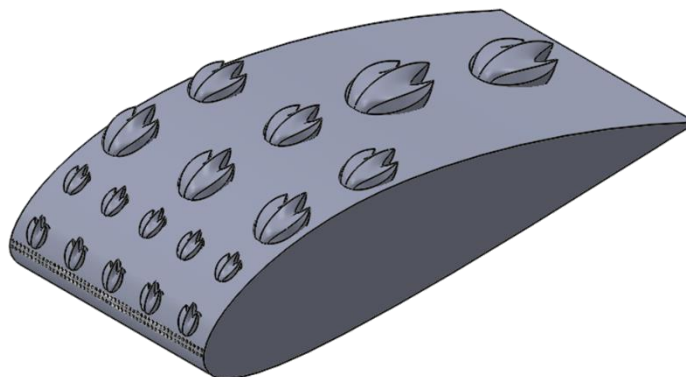


Figura 3.5. Distribución de las escamas en la sección a 90 cm respecto a la raíz

Para la distribución de las escamas se midió la longitud del lado succión de cada sección y se dividió entre 16.033, este valor representa la suma de $l_1 + e$ de cada una de las escamas a diferentes escalas. El cociente de la división se redondeaba y correspondía al número de escamas por escala, pero si el valor se redondeaba al número mayor se realizaba un ajuste para la escama a escala 30:1, como se muestra en la Tabla 3-1.

Tabla 3-1. Distribución de las escamas a lo largo del lado succión en las diferentes secciones.

| Distancia (cm) | Longitud del lago succión (mm) | Escala | | | |
|-------------------|-----------------------------------|--------|------|------|------|
| | | 1:1 | 10:1 | 20:1 | 30:1 |
| 10 | 125.42 | 9 | 9 | 9 | 7 |
| 30 | 88.04 | 6 | 6 | 6 | 5 |
| 50 | 57.21 | 4 | 4 | 4 | 3 |
| 70 | 41.77 | 3 | 3 | 3 | 2 |
| 90 | 32.82 | 2 | 2 | 2 | 2 |

CAPÍTULO 4.

RESULTADOS Y

DISCUSIÓN


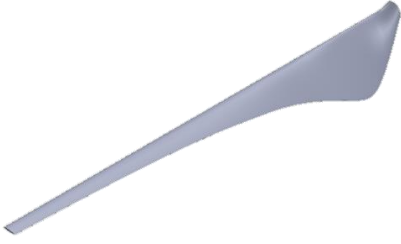
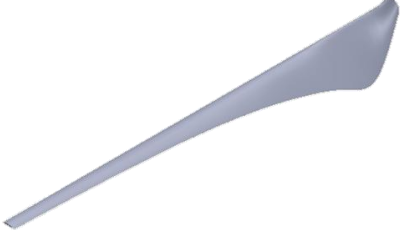
CAPÍTULO 4 . RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos de cada diseño tanto liso como con escama.

4.1. Resultados de la simulación de CFD

En la Tabla 4-1 se muestra los resultados del coeficiente de sustentación (C_L) y del coeficiente de arrastre (C_D).

Tabla 4-1. Resultados de los análisis en CFD para aspas lisas.

| Perfil aerodinámico | Diseño | C_L | C_D | $\frac{C_L}{C_D}$ |
|---------------------|---|--------|--------|-------------------|
| NACA 0012 |  <i>Figura 4.1. Diseño de aspa con el perfil NACA 0012.</i> | 0.6865 | 0.0594 | 11.5579 |
| NACA 0015 |  <i>Figura 4.2. Diseño de aspa con el perfil NACA 0015.</i> | 0.1173 | 0.0106 | 11.0854 |
| NACA 2412 |  <i>Figura 4.3. Diseño de aspa con el perfil NACA 2412.</i> | 0.8884 | 0.0748 | 11.8790 |

| | | | | |
|--|---|--------|--------|----------------|
| NACA 6412 |  | 0.4221 | 0.0356 | 11.8700 |
| <i>Figura 4.4. Diseño de aspa con el perfil NACA 6412.</i> | | | | |

Los resultados obtenidos demuestran que el diseño con el perfil NACA 2412 es el que presenta un mayor valor en su C_L pero también es el que presenta un mayor valor en su C_D , a pesar de esto, la relación entre estos dos representa el diseño con mayor eficiencia aerodinámica y con un $C_{P_{m\acute{a}x}}$ de 0.1462.

Se realizó la CFD de cada sección del aspa con perfil NACA 2412 tanto lisa como con rugosidad. El volumen de control fue de la misma forma, pero con diferente envergadura, el cual se puede observar en la Figura 4.5, el mallado del volumen de control fue tetraédrico refinándolo en la zona de la capa límite y la simulación se realizó con el modelo de turbulencia SST k- ω con un número de iteraciones para cada simulación de 1500 debido a que en un rango de cada 100 iteraciones los resultados no variaban o variaban entre 0.0001 y 0.0003.

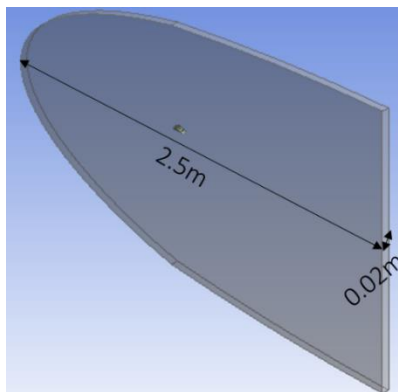


Figura 4.5. Forma y dimensiones generales del volumen de control para el análisis por secciones.

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos de la simulación de cada sección lisa y con rugosidad se pueden observar en la Tabla 4-2 y su relación entre ellos $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)$. Además, en la misma Tabla se puede observar el coeficiente de potencia máximo cuyo valor se obtuvo utilizando la ecuación (1.77).

$$C_{P_{m\acute{a}x}} = \frac{16}{27} \left(\frac{\lambda B^{0.67}}{1.48 + (B^{0.67} - 0.04)\lambda + 0.0025\lambda^2} - \frac{1.92\lambda^2 B C_D}{1 + 2\lambda B C_L} \right) \quad (1.77)$$

Tabla 4-2. Coeficientes de sustentaci3n, arrastre y de potencia en secciones lisas y con rugosidad.

| Distancia (cm) | | C_L | C_D | $\frac{C_L}{C_D}$ | $C_{P_{m\acute{a}x}}$ |
|----------------|----|-------|-------|-------------------|-----------------------|
| Lisa | 10 | 0.468 | 0.048 | 9.768 | 0.287 |
| | 30 | 0.265 | 0.013 | 19.790 | 0.401 |
| | 50 | 0.116 | 0.007 | 17.786 | 0.382 |
| | 70 | 0.079 | 0.005 | 14.789 | 0.310 |
| | 90 | 0.067 | 0.005 | 13.581 | 0.229 |
| Con escama | 10 | 0.582 | 0.055 | 10.667 | 0.290 |
| | 30 | 0.319 | 0.016 | 20.261 | 0.403 |
| | 50 | 0.069 | 0.004 | 18.751 | 0.389 |
| | 70 | 0.101 | 0.006 | 15.523 | 0.320 |
| | 90 | 0.086 | 0.006 | 13.753 | 0.233 |

En la Figura 4.6 se observa que existe un incremento en el $C_{P_{m\acute{a}x}}$ en un perfil con escamas en comparaci3n con el perfil liso. En la gr3fica se muestra que este incremento vari3 a lo largo del aspa.

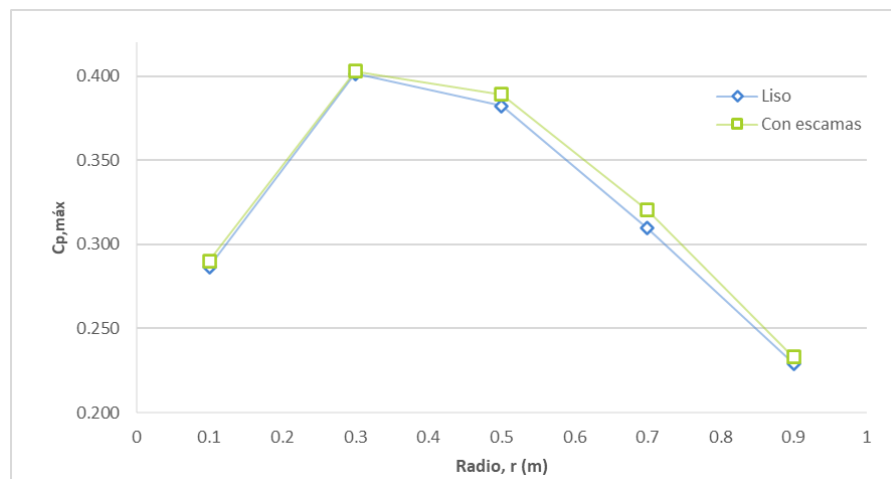


Figura 4.6. Gr3fica de C_p vs r de las secciones lisas y con escamas.

Mientras que en la Tabla 4-3 se muestra este aumento en porcentaje (%), donde en la sección a 70 cm de la raíz se presentó un mayor incremento en el $C_{P_{m\acute{a}x}}$ con un valor de 3.45%.

Tabla 4-3. Porcentaje de aumento del C_p por secciones de un aspa implementando escamas de tiburón.

| Distancia (cm) | Aumento del $C_{P_{m\acute{a}x}}$ (%) |
|----------------|---------------------------------------|
| 10 | 1.24 |
| 30 | 0.41 |
| 50 | 1.79 |
| 70 | 3.45 |
| 90 | 1.73 |

El objetivo de realizar las simulaciones por secciones fue comparar la razón de $\frac{C_L}{C_D}$ en un perfil liso con una implementando rugosidades para este caso con escamas de tiburón. En la Figura 4.7 se observa el aumento de $\frac{C_L}{C_D}$ en un perfil con escamas respecto al perfil liso, mientras que en la Tabla 4-4 se muestra el porcentaje de incremento de $\frac{C_L}{C_D}$.

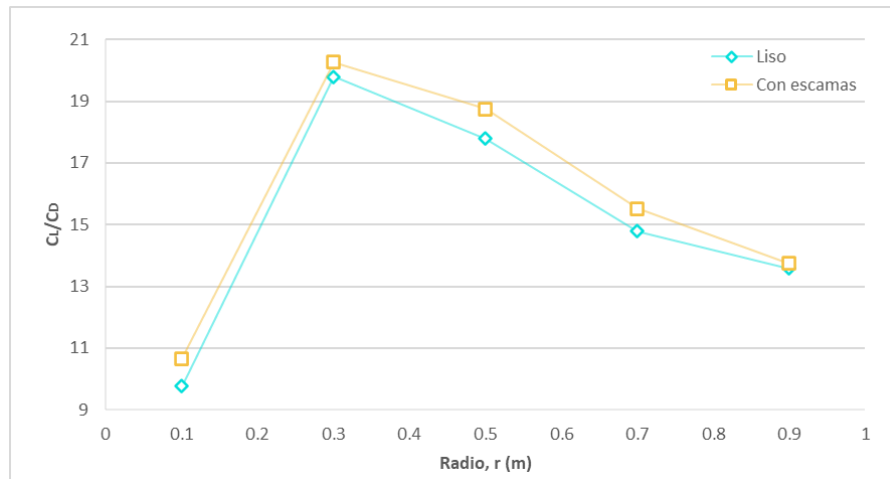


Figura 4.7. Grafica de $\frac{C_L}{C_D}$ vs r de las secciones lisas y con escamas.

Los resultados muestran que existe un incremento entre la relación entre C_L y C_D , sin embargo, en la sección a 10 cm respecto a la raíz fue donde se presentó en mayor aumento con un valor de 9.21%.

Tabla 4-4. Porcentaje de aumento de $\frac{C_L}{C_D}$ por secciones de un aspa implementando escamas de tiburón.

| Distancia (cm) | Aumento de $\frac{C_L}{C_D}$ (%) |
|----------------|----------------------------------|
| 10 | 9.21 |
| 30 | 2.38 |
| 50 | 5.42 |
| 70 | 4.96 |
| 90 | 1.26 |

En la Figura 4.8 b) se puede observar un ligero aumento de presión al entrar en contacto con las escamas, sin embargo, al alejarse del perfil la presión disminuye más que en el perfil liso. Mientras que en Figura 4.8 d) la velocidad en la capa límite aumenta ligeramente en comparación con la del perfil liso.

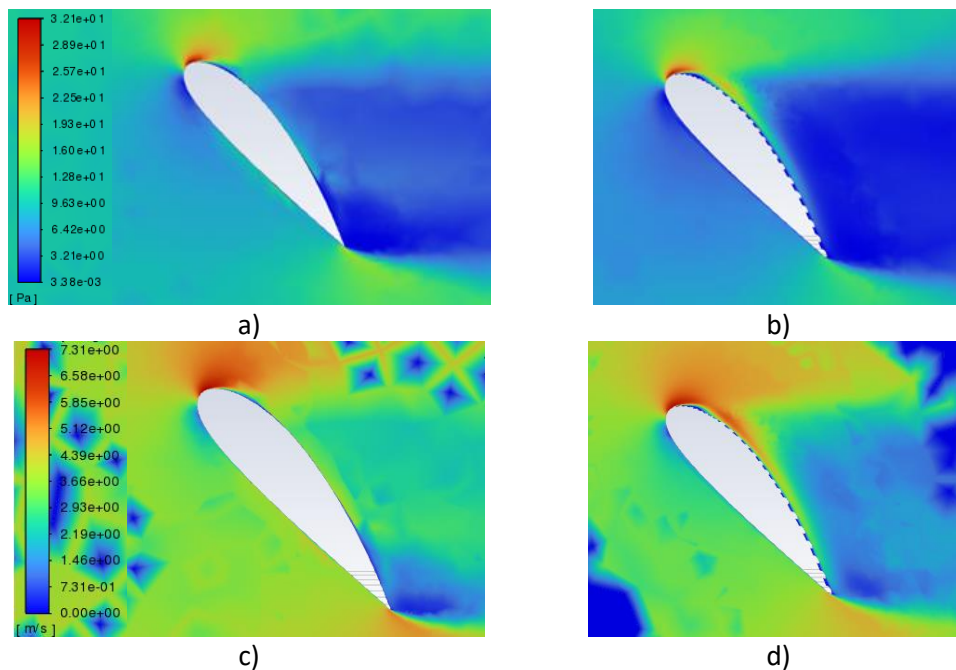


Figura 4.8. Sección del aspa a 10 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.

Por otro lado, en la Figura 4.9 b) se puede observar un aumento de presión fuera de la capa límite, pero dentro de la capa límite la presión disminuye. Mientras que en Figura 4.9 d) la

velocidad fuera de la capa límite aumenta y dentro de la capa límite disminuye en comparación con la del perfil liso.

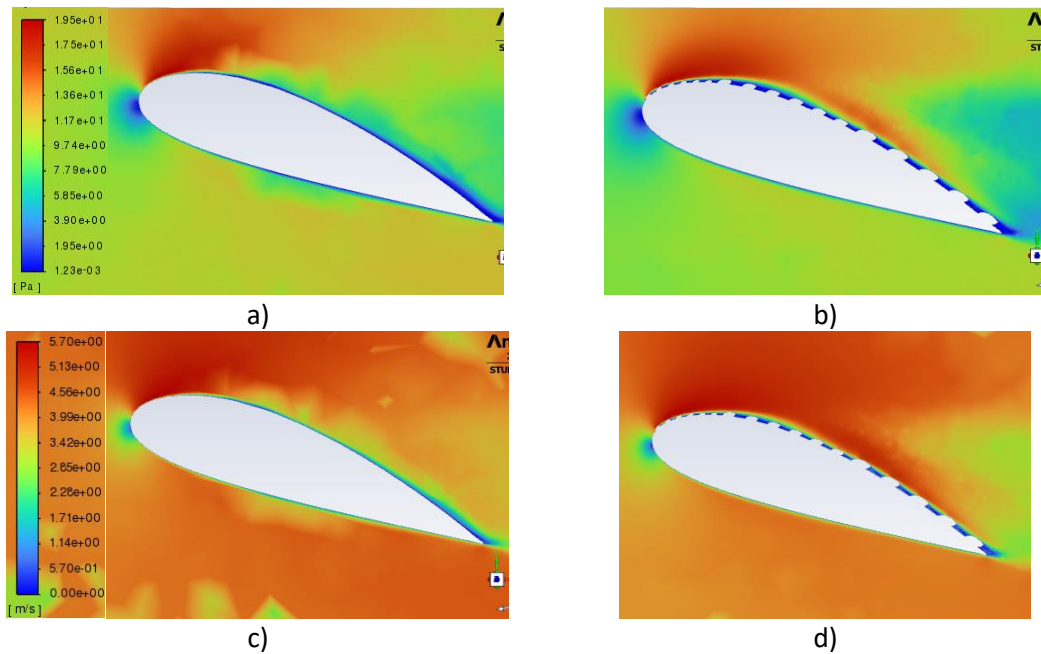
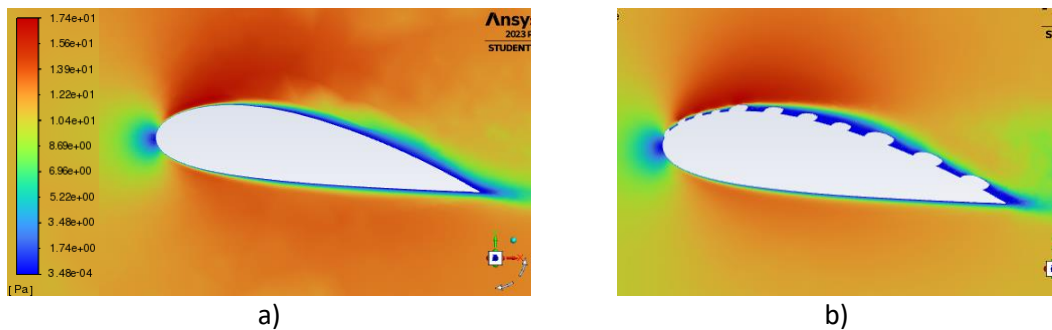


Figura 4.9. Sección del aspa a 30 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.

Sin embargo, en la Figura 4.10 b) se observa una disminución de presión fuera y dentro de la capa límite. Mientras que en Figura 4.10 d) la velocidad fuera de la capa límite disminuye ligeramente, pero tanto para la presión como para la velocidad el espesor de la capa límite es cada vez más gruesa en comparación con la del perfil liso.



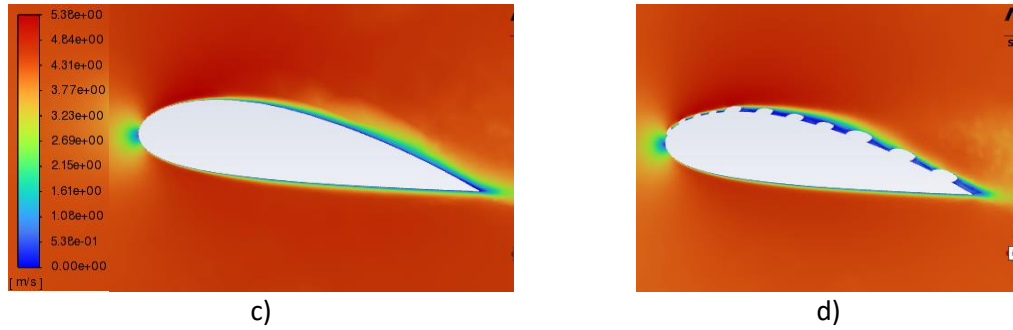


Figura 4.10. Sección del aspa a 50 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.

Mientras que, en la Figura 4.11 b) se observa una ligera disminución de presión fuera y dentro de la capa límite. En Figura 4.11 d) la velocidad fuera de la capa límite disminuye de manera casi imperceptible, pero tanto para la presión como para la velocidad el espesor de la capa límite es más gruesa conforme se aleja de la raíz.

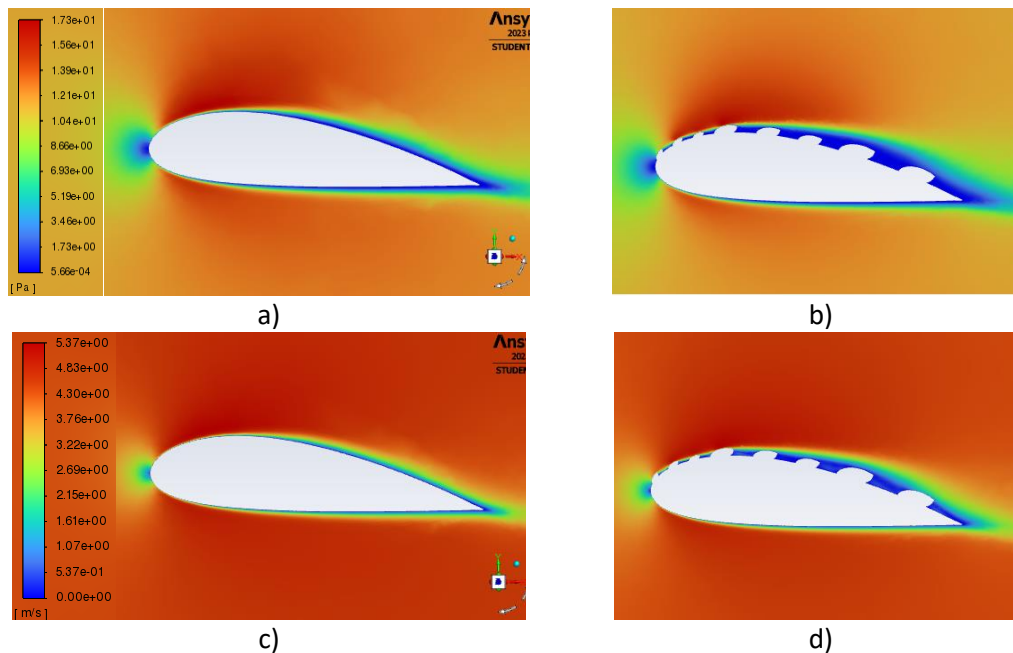


Figura 4.11. Sección del aspa a 70 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.

Finalmente, en la Figura 4.12 b) se observa una disminución de presión fuera de la capa límite. Mientras que, en Figura 4.12 d) la velocidad fuera de la capa límite disminuye de manera casi imperceptible, pero tanto para la presión como para la velocidad el espesor de

la capa límite es más gruesa en comparación con la sección a 70 cm esto a pesar de que la cuerda del perfil no cambia significativamente en comparación con las demás secciones.

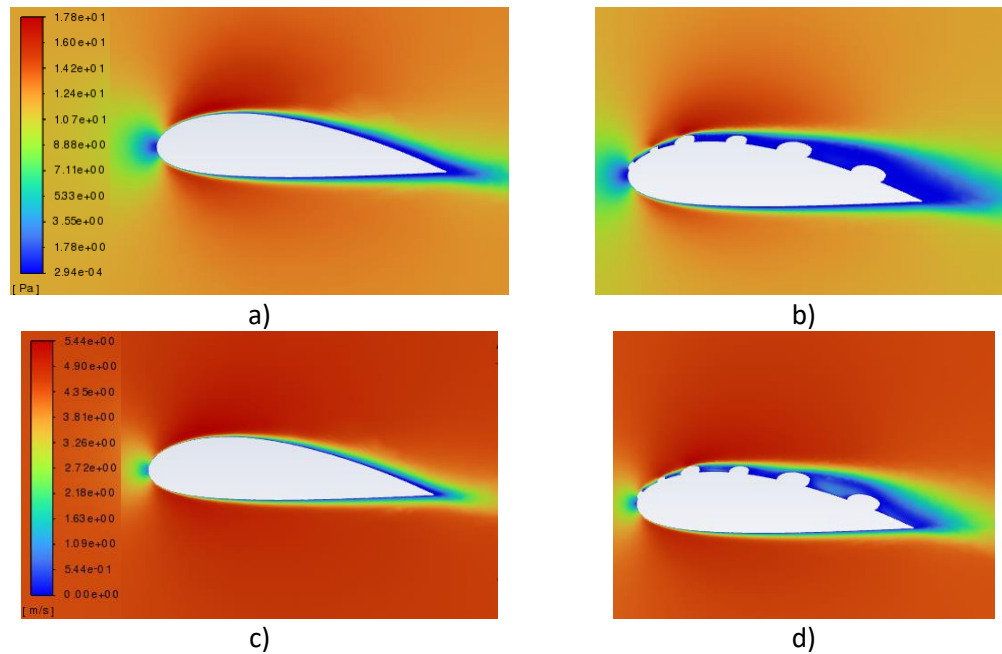


Figura 4.12. Sección del aspa a 90 cm respecto a la raíz: a) Contorno de presión (Pa) en el perfil liso, b) Contorno de presión (Pa) en el perfil con escamas, c) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil liso y d) Contorno de velocidad (m/s) en el perfil con escamas.

A pesar de diferencias en cada sección del aspa se pudo observar que el uso de rugosidades altera el comportamiento del flujo de tal manera que en todas las secciones del aspa se obtuvieron mejoras, pero en la sección con mayor incremento del $C_{P_{máx}}$ es en la de 70 cm respecto a la raíz a pesar de que no fue la sección la que se obtuvo el mayor incremento entre la relación entre C_L y C_D . Sin embargo, se logró un aumento de aproximadamente el 10% entre la relación de C_L y C_D en la sección a 10 cm respecto a la raíz.

CAPÍTULO 5.

CONCLUSIONES Y

TRABAJO FUTURO

CAPÍTULO 5 . CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

5.1. Conclusiones

Esta tesis presentó un estudio sobre rugosidades biomiméticas de tiburón aplicados en el diseño de álabes para aerogeneradores de eje horizontal. Para lograr este objetivo se hizo una fundamentación teórica y una revisión del Estado del Arte donde se analizaron y se reportaron los principales resultados obtenidos a diferentes escalas de rugosidad.

Se propuso una metodología general para el diseño aerodinámico de un aspa aplicada a cuatro perfiles, dos simétricos (NACA 0012 y 0015) y dos asimétricos (NACA 2412 y 6412). Específicamente se desarrolló un modelo matemático en Excel para calcular las dimensiones de los parámetros del aspa, a partir de las Teorías de impulso de elemento del aspa (BEM) y del factor de pérdida en la punta de un aspa (TLFB), a través de un algoritmo para cada una. Al comparar los resultados se encontró que con la Teoría de BEM la longitud de la cuerda máxima corresponde al valor a cinco centímetros de la raíz. Mientras que con la Teoría TLFB se obtuvieron valores menores a los de la cuerda máxima con forme se acerca a la raíz.

En esta investigación, se crearon los modelos 3D del aspa para cada uno de los perfiles aerodinámicos. También, se realizó una nueva propuesta de diseño en 3D de la escama de tiburón de la especie Mako (*Isurus oxyrinchus*) a partir de los trabajos reportados, donde se utilizó con un ángulo de inclinación de 15° para cuatro escalas (1:1, 10:1, 20:1 y 30:1). Las escamas se distribuyeron linealmente y en forma escalonada a lo largo del lado succión.

Además, se implementó una simulación en CFD utilizando el modelo de turbulencia SST k- ω con la versión de Ansys **Fluent** estudiantil, donde el diseño con el perfil NACA 2412 presento la mejor eficiencia aerodinámica. Es por lo que se decidió trabajar únicamente con

este diseño para implementar las escamas de tiburón ya diseñadas. Debido a las limitaciones de la versión se decidió realizar simulaciones por secciones de un centímetro de envergadura del aspa, estas secciones fueron obtenidas a 10, 30, 50, 70 y 90 centímetros respecto a la raíz, en las cuales se distribuyeron las escamas de tiburón a lo largo del lado succión.

Después se realizaron simulaciones en CFD con el modelo de turbulencia ya antes mencionado para cada una de las secciones en el perfil liso y en el perfil con escamas. Los resultados mostraron que el uso de las escamas de tiburón ayudó a incrementar la razón entre C_L y C_D , siendo la sección a 10 centímetros respecto a la raíz fue la que obtuvo un incremento de 9.21% en comparación con la sección lisa, mientras que en la sección a 90 centímetros respecto a la raíz obtuvo un incremento de 1.26% en comparación con la sección lisa.

En cuando al coeficiente de potencia máximo se tuvieron de igual manera resultados positivos, donde en la sección a 70 centímetros respecto a la raíz fue la mejor con aumento de 3.45% en comparación con la sección lisa, mientras que en la sección a 30 centímetros respecto a la raíz tuvo un menor incremento de 0.41% en comparación con la sección lisa. Los resultados obtenidos demuestran que el uso de rugosidades puede incrementar la eficiencia aerodinámica de un aerogenerador de eje horizontal, sin embargo, este incremento puede deberse a las escalas utilizadas y a la distribución de la rugosidad.

Por medio de las simulaciones se pudo observar que el uso de las escamas de tiburón sobre una superficie altera de manera positiva el comportamiento del flujo. También, se observó que en la superficie con rugosidad la capa límite tuvo un mayor grosor conforme las secciones se alejaban de la raíz en comparación con la superficie lisa y además la presión disminuyó en cada una de las secciones.

5.2. Trabajo Futuro

Para futuras investigaciones sobre este tema, se propone trabajar con:

- El proceso de manufactura para realizar pruebas experimentales.
- El estudio de la escama de tiburón para mejorar su diseño.
- Escalas de las escamas de tiburón mayores a la escala 1:1 debido a su proceso de manufactura.
- Una distribución escalonada de las escamas de tiburón a lo largo del lado succión.
- Al menos dos perfiles aerodinámicos (uno simétrico y uno asimétrico) para combinarlos y mejorar el diseño del aspa.
- El análisis del aspa completa lisa y con rugosidad.

REFERENCIAS

REFERENCIAS

- [1] “Renewables 2021 Global Status Report,” Paris, Jun. 2020.
- [2] J. F. Manwell, J. G. McGowan, and A. L. Rogers, *Wind Energy Explained: Theory, Design and Application*. 2010.
- [3] E. Hau, *Wind Turbines Fundamentals, Technologies, Application, Economics*, Springer. Verlag, 2006.
- [4] A. Lang, M. Brandshaw, and J. Smith, “Movable Shark Scalesact as a Passive Dynamic Micro-Roughness to Control Flow Separation,” *IOPSCIENCE*.
- [5] “Clima Mexico,” *Meteoblue*, 2021. https://www.meteoblue.com/es/tiempo/historyclimate/climatemodelled/mexico_estados-unidos_4398103 (accessed Nov. 21, 2021).
- [6] “Asociación Mexicana de Energía Eólica,” 2018. <https://amdee.org/preguntas-frecuentes.html> (accessed Nov. 06, 2021).
- [7] W. Tong, *Generación de Energía del Viento y Diseño de Turbinas Eólicas*, WIT Press. Southampton, 2010.
- [8] L. P. Chamorro, R. E. A. Arndt, and F. Sotiropoulos, “Drag Reduction of Large Wind Turbine Blades Through Riblets: Evaluation of Riblet Geometry and Application Strategies,” *Renew Energy*, vol. 50, pp. 1095–1105, Feb. 2013, doi: 10.1016/j.renene.2012.09.001.
- [9] R. Pedraza, “Análisis del Rendimiento en Turbinas Eólicas al Implementar Rugosidades Biomiméticas en sus Aspas,” Universidad Autónoma de Estado de México, Toluca, 2021.

- [10] R. Freist, "Energy Solutions: Shark Skin Boosts Wind Power," May 20, 2019. <https://www.hannovermesse.de/en/news/news-articles/shark-skin-boosts-wind-power> (accessed Dec. 06, 2021).
- [11] T. Burton, D. Sharpe, N. Jenkins, and E. Bossanyi, *Wind Energy Handbook*, Wiley. England, 2001.
- [12] F. Jarabo *et al.*, *El Libro de las Energías Renovables*, Primera. España: Era Solar, 1988.
- [13] "Wind Energy Pionner- Poul la Cour," *Danish Wind Industry Association*, May 12, 2003. <http://xn--drmsttre-64ad.dk/wp-content/wind/miller/windpower%20web/en/pictures/lacour.htm> (accessed Sep. 19, 2022).
- [14] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, Sixth. New York: Mc Graw Hill Education, 2017.
- [15] S. Arunvinthan, V. S. Raatan, S. Nadaraja Pillai, A. A. Pasha, M. M. Rahman, and K. A. Juhany, "Aerodynamic Characteristics of Shark Scale-Based Vortex Generators Upon Symmetrical Airfoil," *Energies (Basel)*, vol. 14, no. 7, Apr. 2021, doi: 10.3390/en14071808.
- [16] Actitud ecológica, "Aerogeneradores: Partes y Funcionamiento," 2022. <https://actitudecologica.com/energias-renovables/eolica/aerogeneradores/> (accessed Jun. 14, 2022).
- [17] "Wind Turbine," *AIMU Technical Services Committee*, Jan. 2012.
- [18] "Wind Turbine Components," *Danish Wind Industry Association*, May 10, 2003. <http://xn--drmsttre-64ad.dk/wp-content/wind/miller/windpower%20web/en/tour/wtrb/comp/index.htm> (accessed Sep. 23, 2022).

- [19] “¿Qué es un aerogenerador y cómo funciona?,” ACCIONA | BUSINESS AS UNUSUAL, 2022. https://www.accion.com/es/energias-renovables/energia-eolica/aerogeneradores/?_adin=02021864894 (accessed Apr. 29, 2022).
- [20] J. A. Mur, “Curso de Energía Eólica,” Departamento de Ingeniería Eléctrica de la Universidad de Zaragoza, Zaragoza.
- [21] Z. Zou, S. Wang, H. Liu, and W. Zhang, *Axial Turbine Aerodynamics for Aero-engines Flow Analysis and Aerodynamics Design*. Shanghai: Springer .
- [22] R. L. Mott, *Mecánica de Fluidos Aplicada*, Cuarta. Prentice-Hall Inc, 1996.
- [23] B. R. Munson, D. F. Young, T. H. Okiishi, and W. W. Huebsch, *Fundamentals of Fluid Mechanics*, Sixth. USA: Don Fowley, 2009.
- [24] Y. A. Cengel and J. M. Cimbala, *Mecanica de Fluidos. Fundamento y Aplicaciones*. 2012.
- [25] H. Tennekes and J. L. Lumley, *A First Course in Turbulence*, MIT Press Design. USA, 1972.
- [26] F. P. Noh, “Estudio de Diferentes Modelos de Turbulencia IC-E para Aplicación en Problemas de Transferencia de Calor,” 2004.
- [27] H. Schlichting and K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, Ninth. Springer Berlin Heidelberg, 2016. doi: 10.1007/978-3-662-52919-5.
- [28] Y. A. Cengel and A. J. Ghajar, *Transferencia de Calor y Masa. Fundamentos y Aplicaciones*, Cuarta. México: Mc Graw Hill Educación, 2011.
- [29] G. H. Scapin, “Aerodinámica de Perfiles,” Instituto Universitario Aeronautico, Córdoba, 2002.
- [30] M. C. Potter, D. C. Wiggert, and B. H. Ramadan Cuarta Edición, *Mecánica de Fluídos*, Cuarta. CENGAGE Learning, 2015.

- [31] M. O. L. Hansen, *Aerodynamics of Wind Turbines*, Third. New York: Routledge Taylor & Francis Group, 2015.
- [32] A. Dewan, *Tackling Turbulent Flows in Engineering*. London: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011.
- [33] *Fundamentals of Flight*. Washington, D. C.: Department of the Army, 2007. [Online]. Available: www.us.army.mil
- [34] J. L. S. González and G. E. Castellano, *Fundamentos de Mecánica de Fluidos*, Club Universitario. [Online]. Available: <https://www.facebook.com/pages/Interfase-IQ/146073555478947?ref=bookmarks>
- [35] A. M. Ramírez, “Diseño de Álabes, Rotor y Transmisión de un Generador Eólico de Eje Horizontal de 500 W,” Tecnológico Nacional de Pachuca, Pachuca de Soto, 2019.
- [36] D. S. Bautista, “Medida de Fuerzas,” Universidad Politécnica de Cartagena, Cartagena, 2015.
- [37] A. M. Kuethe and C.-Y. Chow, *Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design*, Fifth. Times Roman, 1998.
- [38] J. F. B. Rodríguez, “Análisis y Diseño de un Aerogenerador Mediante Simulación 3D de Dinámica Computacional de Fluidos,” Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, 2017.
- [39] Joyplanes RC, “Selección de Perfiles Alares para Aeromodelos,” 2022. <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/> (accessed Nov. 06, 2022).
- [40] Airfoil Tools, “NACA 0024 (naca0024-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0024-il> (accessed Dec. 14, 2022).

- [41] Airfoil Tools, “NACA 0006 (naca0006-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0006-il> (accessed Dec. 14, 2022).
- [42] Airfoil Tools, “NACA 2414 (n2414-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2414-il> (accessed Dec. 14, 2022).
- [43] Airfoil Tools, “NACA6409 9% (n6409-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n6409-il> (accessed Dec. 14, 2022).
- [44] Airfoil Tools, “Fage & Collins 1 (fg1-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fg1-il> (accessed Dec. 14, 2022).
- [45] Airfoil Tools, “GRUMMAN K-2 AIRFOIL (k2-il),” 2022. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=k2-il> (accessed Dec. 14, 2022).
- [46] J. Ledoux, S. Riffo, J. Salomon, and A. Riffo, “Analysis of the Blade Element Momentum Theory,” *Hal Open Science*, vol. 81, no. 6, Jul. 2021, doi: 10.1137/20M133542Xi.
- [47] A. M. Biadgo and G. Aynekulu, “Aerodynamic Design of Horizontal Axis Wind Turbine Blades,” *FME Transactions*, vol. 45, no. 4, pp. 647–660, 2017, doi: 10.5937/fmet1704647M.
- [48] R. Gasch and J. Twele, Eds., *Wind Power Plants: Fundamentals, Design, Construction and Operation*. Berlin: Springer- Verlag Berlin Heidelberg, 2012.
- [49] H. -Glauert, *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*, Second. Cambridge, 1948. [Online]. Available: <https://github.com/cancerian0684/dli-downloaderBarcodeEAN.UCC-13>
- [50] H. Glanert, *Airplane Propellers*. Berlin: Julius Springer, 1935.

- [51] A. B. Mulugeta, "Computer-Aided Aerodynamic and Structural Design of Horizontal-Axis Wind Turbine Blades," Addis Ababa University, 2009.
- [52] D. A. Spera, *Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering*, Second. New York: ASME PRESS, 2009.
- [53] A. G. Domel, M. Saadat, J. C. Weaver, H. Haj-Hariri, K. Bertoldi, and G. V. Lauder, "Shark Skin-Inspired Designs that Improve Aerodynamic Performance," *J R Soc Interface*, vol. 15, no. 139, 2018, doi: 10.1098/rsif.2017.0828.
- [54] L. Wen, J. C. Weaver, and G. V. Lauder, "Biomimetic Shark Skin: Design, Fabrication and Hydrodynamic Function," *Journal of Experimental Biology*, vol. 217, no. 10, pp. 1656–1666, May 2014, doi: 10.1242/jeb.097097.
- [55] "POWER | Data Access Viewer," NASA, 2023. <https://power.larc.nasa.gov/data-access-viewer/> (accessed Jan. 08, 2023).
- [56] The Wind Power, "San Pedro (MX) (México) - Parques eólicos," Jan. 2023. [https://www.thewindpower.net/windfarm_es_32713_san-pedro-\(mx\).php](https://www.thewindpower.net/windfarm_es_32713_san-pedro-(mx).php) (accessed Jan. 31, 2023).
- [57] "The Global Leader in Sustainable Energy Solutions," VESTAS, 2023. <https://www.vestas.com/en> (accessed Jan. 02, 2023).
- [58] A. Boomsma and F. Sotiropoulos, "Direct Numerical Simulation of Shark Skin Denticles in Turbulent Channel Flow," *Physics of Fluids*, vol. 28, no. 3, Mar. 2016, doi: 10.1063/1.4942474.
- [59] B. Dean and B. Bhushan, "Shark-Skin Surfaces for Fluid-Drag Reduction in Turbulent Flow: A Review," *Philosophical Transactions of the Royal Society*, vol. 19, Oct. 2010, doi: 10.1098/rsta.2010.0201.
- [60] Environment and Climate Change Canada (ECCC), "COSEWIC Assessment and Status Report on the Shortfin Mako (*Isurus oxyrinchus*) in Canada, 2017," Nov.

01, 2018. <https://www.canada.ca/en/environment-climate-change/services/species-risk-public-registry/cosewic-assessments-status-reports/shortfin-mako-2017.html> (accessed Jan. 02, 2023).

- [61] J. D. Anderson, *Computational Fluid Dynamics: The basics with applications*. McGraw-Hill, 1995.
- [62] J. C. Tannehill, D. A. Anderson, and R. H. Pletcher, *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*, Second., vol. 8. Washington: Taylor & Francis.
- [63] Ansys, "Introduction to CFD Methodology," 2010.
- [64] M. I. Olvera, I. H. Casco, and J. A. S. Torres, *Fluid Mechanics with CFD Exercises*, First. Toluca, 2020.
- [65] I. Ansys, *ANSYS Fluent Theory Guide*, vol. 15. USA, 2013.
- [66] "Theory for the Turbulent Flow Interfaces," 2023. https://doc.comsol.com/5.5/doc/com.comsol.help.cfd/cfd_ug_fluidflow_single.06.084.html#3654871 (accessed Mar. 21, 2023).
- [67] "Software for Multiphysics Simulation," *COMSOL*, 2023. <https://www.comsol.com/> (accessed Mar. 19, 2023).

APÉNDICE

APÉNDICE

Apéndice I. Cálculos

Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 2412

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^\circ)$ | c | σ | C_L | a | a' |
|------|-------------|-------|--------|-----------------------|-------|----------|-------|-------|-------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.574 | 0.231 | 2.205 | 0.002 | 0.000 | 0.003 |
| 0.10 | 0.864 | 0.009 | 0.000 | 48.905 | 0.191 | 0.911 | 0.016 | 0.004 | 0.005 |
| 0.20 | 1.728 | 0.032 | 0.000 | 29.254 | 0.127 | 0.302 | 0.091 | 0.024 | 0.008 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 0.091 | 0.145 | 0.238 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.141 | 0.000 | 13.961 | 0.070 | 0.084 | 0.436 | 0.133 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 0.057 | 0.055 | 0.710 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 0.048 | 0.038 | 0.838 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 0.041 | 0.028 | 0.844 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 0.036 | 0.022 | 0.847 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 0.032 | 0.017 | 0.850 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 0.030 | 0.015 | 0.850 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 0.029 | 0.014 | 0.851 | 0.331 | 0.003 |

Teoría del factor de pérdida en la punta de un asa con un perfil NACA 2412

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^\circ)$ | F_p | c | σ | C_L | a | a' |
|------|-------------|-------|--------|-----------------------|-------|-------|----------|-------|-------|-------|
| 0.05 | 0.432 | 0.002 | 0.000 | 66.588 | 1.000 | 0.069 | 0.660 | 0.005 | 0.000 | 0.002 |
| 0.10 | 0.864 | 0.017 | 0.000 | 48.696 | 1.000 | 0.121 | 0.580 | 0.043 | 0.007 | 0.010 |
| 0.20 | 1.728 | 0.037 | 0.000 | 29.134 | 1.000 | 0.111 | 0.264 | 0.119 | 0.028 | 0.009 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 1.000 | 0.085 | 0.136 | 0.254 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.149 | 0.000 | 13.827 | 1.000 | 0.068 | 0.081 | 0.479 | 0.141 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 1.000 | 0.055 | 0.053 | 0.733 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 1.000 | 0.047 | 0.037 | 0.859 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 1.000 | 0.040 | 0.028 | 0.859 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 1.000 | 0.036 | 0.021 | 0.859 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 1.000 | 0.032 | 0.017 | 0.859 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 1.000 | 0.030 | 0.015 | 0.859 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 1.000 | 0.029 | 0.014 | 0.859 | 0.331 | 0.003 |

Teoría de impulso de elemento del aspa con un perfil NACA 0015

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^\circ)$ | c | σ | C_L | a | a' |
|------|-------------|-------|--------|-----------------------|-------|----------|-------|-------|-------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.575 | 0.245 | 2.335 | 0.014 | 0.000 | 0.003 |
| 0.10 | 0.864 | 0.011 | 0.000 | 48.859 | 0.202 | 0.966 | 0.014 | 0.005 | 0.006 |
| 0.20 | 1.728 | 0.038 | 0.001 | 29.131 | 0.134 | 0.321 | 0.014 | 0.028 | 0.009 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 0.097 | 0.154 | 0.014 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.141 | 0.000 | 13.961 | 0.075 | 0.089 | 0.014 | 0.133 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 0.061 | 0.058 | 0.014 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 0.051 | 0.040 | 0.014 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 0.044 | 0.030 | 0.014 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 0.038 | 0.023 | 0.014 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 0.034 | 0.018 | 0.014 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 0.032 | 0.016 | 0.014 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 0.031 | 0.015 | 0.014 | 0.331 | 0.003 |

Teoría del factor de pérdida en la punta de un **aspa** con un perfil NACA 0015

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^\circ)$ | F | c | σ | C_L | a | a' |
|----------|-------------------------------|-------------------------|--------------------------|---|----------|----------|----------------------------|-------------------------|----------|------------------------|
| 0.05 | 0.432 | 0.002 | 0.000 | 66.587 | 1.000 | 0.073 | 0.698 | 0.005 | 0.000 | 0.002 |
| 0.10 | 0.864 | 0.009 | 0.000 | 48.920 | 1.000 | 0.129 | 0.614 | 0.022 | 0.004 | 0.005 |
| 0.20 | 1.728 | 0.034 | 0.000 | 29.213 | 1.000 | 0.117 | 0.280 | 0.103 | 0.026 | 0.008 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 1.000 | 0.090 | 0.144 | 0.240 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.149 | 0.000 | 13.827 | 1.000 | 0.071 | 0.085 | 0.452 | 0.141 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 1.000 | 0.059 | 0.056 | 0.692 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 1.000 | 0.050 | 0.039 | 0.811 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 1.000 | 0.043 | 0.029 | 0.811 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 1.000 | 0.038 | 0.023 | 0.811 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 1.000 | 0.034 | 0.018 | 0.811 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 1.000 | 0.032 | 0.016 | 0.811 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 1.000 | 0.030 | 0.015 | 0.811 | 0.331 | 0.003 |

Teoría de impulso de elemento del **aspa** con un perfil NACA 0012

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | ϕ_{opt} (°) | c | σ | C_L | a | a' |
|----------|-------------------------------|-------------------------|--------------------------|------------------------------------|----------|----------------------------|-------------------------|----------|-----------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.575 | 0.307 | 2.932 | 0.001 | 0.000 | 0.003 |
| 0.10 | 0.864 | 0.011 | 0.000 | 48.859 | 0.254 | 1.213 | 0.014 | 0.005 | 0.006 |
| 0.20 | 1.728 | 0.032 | 0.000 | 29.264 | 0.168 | 0.402 | 0.068 | 0.024 | 0.008 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 0.121 | 0.193 | 0.179 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.141 | 0.000 | 13.961 | 0.094 | 0.112 | 0.328 | 0.133 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 0.076 | 0.073 | 0.534 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 0.064 | 0.051 | 0.630 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 0.055 | 0.037 | 0.634 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 0.048 | 0.029 | 0.637 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 0.043 | 0.023 | 0.639 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 0.041 | 0.020 | 0.640 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 0.038 | 0.018 | 0.640 | 0.331 | 0.003 |

Teoría del factor de pérdida en la punta de un aspa con un perfil NACA 0012

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^\circ)$ | F | c | σ | C_L | a | a' |
|------|-------------|-------|--------|-----------------------|-------|-------|----------|-------|-------|-------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.581 | 1.000 | 0.092 | 0.877 | 0.004 | 0.000 | 0.002 |
| 0.10 | 0.864 | 0.011 | 0.000 | 48.859 | 1.000 | 0.161 | 0.771 | 0.022 | 0.005 | 0.006 |
| 0.20 | 1.728 | 0.032 | 0.000 | 29.264 | 1.000 | 0.147 | 0.351 | 0.077 | 0.024 | 0.008 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 1.000 | 0.113 | 0.180 | 0.191 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.149 | 0.000 | 13.827 | 1.000 | 0.090 | 0.107 | 0.360 | 0.141 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 1.000 | 0.074 | 0.070 | 0.551 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 1.000 | 0.062 | 0.050 | 0.646 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 1.000 | 0.054 | 0.037 | 0.646 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 1.000 | 0.047 | 0.028 | 0.646 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.001 | 4.905 | 1.000 | 0.042 | 0.022 | 0.645 | 0.330 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 1.000 | 0.040 | 0.020 | 0.646 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 1.000 | 0.038 | 0.018 | 0.646 | 0.331 | 0.003 |

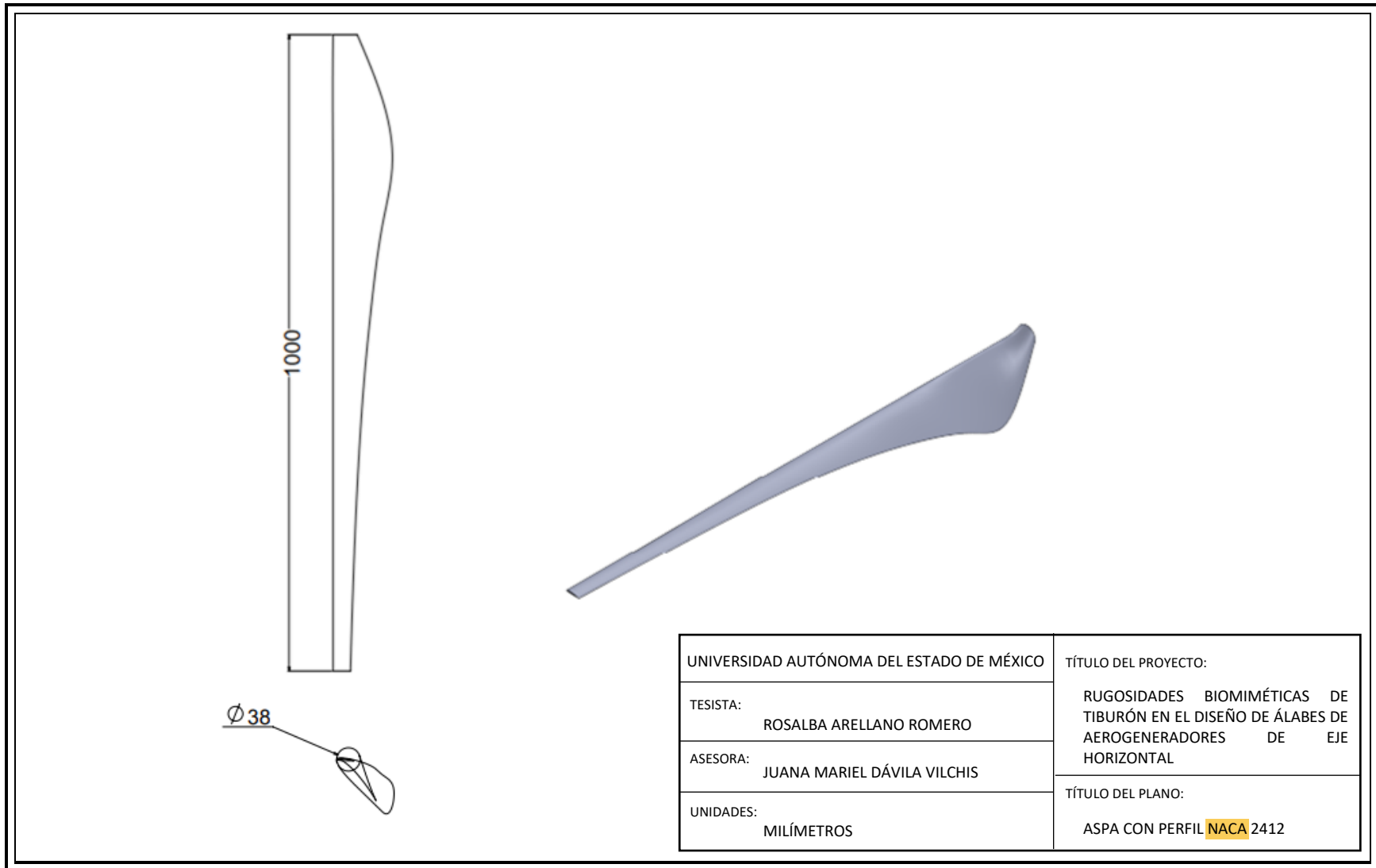
Teoría de impulso de elemento del **aspa** con un perfil NACA 6412

| r | λ_r | a_1 | a'_1 | ϕ_{opt} (°) | c | σ | C_L | a | a' |
|----------|-------------------------------|-------------------------|--------------------------|------------------------------------|----------|----------------------------|-------------------------|----------|-----------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.574 | 0.298 | 2.846 | 0.001 | 0.000 | 0.003 |
| 0.10 | 0.864 | 0.009 | 0.000 | 48.905 | 0.246 | 1.176 | 0.012 | 0.004 | 0.005 |
| 0.20 | 1.728 | 0.036 | 0.000 | 29.151 | 0.164 | 0.391 | 0.079 | 0.028 | 0.009 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.617 | 0.118 | 0.187 | 0.185 | 0.068 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.149 | 0.000 | 13.841 | 0.091 | 0.109 | 0.354 | 0.140 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.256 | 0.000 | 9.773 | 0.074 | 0.071 | 0.548 | 0.249 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.285 | 0.000 | 7.856 | 0.062 | 0.049 | 0.594 | 0.279 | 0.007 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 0.053 | 0.036 | 0.653 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 0.047 | 0.028 | 0.656 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 0.041 | 0.022 | 0.658 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 0.039 | 0.020 | 0.659 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 0.037 | 0.018 | 0.660 | 0.331 | 0.003 |

Teoría del factor de pérdida en la punta de un asa con un perfil NACA 6412

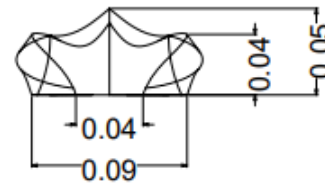
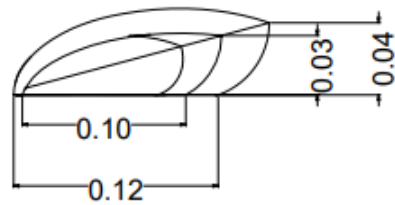
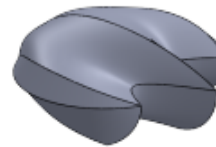
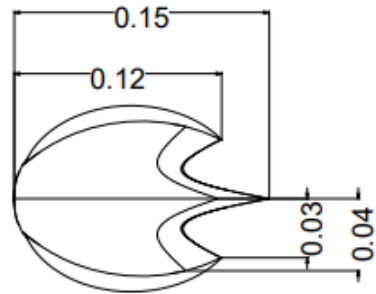
| r | λ_r | a_1 | a'_1 | $\phi_{opt} (^{\circ})$ | F | c | σ | C_L | a | a' |
|------|-------------|-------|--------|-------------------------|-------|-------|----------|-------|-------|-------|
| 0.05 | 0.432 | 0.003 | 0.000 | 66.574 | 1.000 | 0.089 | 0.851 | 0.005 | 0.000 | 0.003 |
| 0.10 | 0.864 | 0.009 | 0.000 | 48.905 | 1.000 | 0.157 | 0.748 | 0.019 | 0.004 | 0.005 |
| 0.20 | 1.728 | 0.036 | 0.000 | 29.151 | 1.000 | 0.143 | 0.341 | 0.091 | 0.028 | 0.009 |
| 0.30 | 2.592 | 0.076 | 0.000 | 19.627 | 1.000 | 0.110 | 0.175 | 0.197 | 0.067 | 0.009 |
| 0.40 | 3.456 | 0.149 | 0.000 | 13.827 | 1.000 | 0.087 | 0.104 | 0.371 | 0.141 | 0.010 |
| 0.50 | 4.320 | 0.257 | 0.000 | 9.761 | 1.000 | 0.072 | 0.068 | 0.568 | 0.250 | 0.010 |
| 0.60 | 5.184 | 0.333 | 0.000 | 7.329 | 1.000 | 0.060 | 0.048 | 0.665 | 0.328 | 0.008 |
| 0.70 | 6.048 | 0.333 | 0.000 | 6.291 | 1.000 | 0.052 | 0.036 | 0.665 | 0.329 | 0.006 |
| 0.80 | 6.912 | 0.333 | 0.000 | 5.510 | 1.000 | 0.046 | 0.027 | 0.665 | 0.330 | 0.005 |
| 0.90 | 7.775 | 0.333 | 0.000 | 4.901 | 1.000 | 0.041 | 0.022 | 0.665 | 0.331 | 0.004 |
| 0.95 | 8.207 | 0.333 | 0.000 | 4.644 | 1.000 | 0.039 | 0.020 | 0.665 | 0.331 | 0.003 |
| 1.00 | 8.639 | 0.333 | 0.000 | 4.413 | 1.000 | 0.037 | 0.018 | 0.665 | 0.331 | 0.003 |

Apéndice II. Plano 1 - Perfil aerodinámico 2412



| | |
|---|---|
| UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DEL ESTADO DE MÉXICO | TÍTULO DEL PROYECTO: |
| TESISTA: ROSALBA ARELLANO ROMERO | RUGOSIDADES BIOMIMÉTICAS DE TIBURÓN EN EL DISEÑO DE ÁLABES DE AEROGENERADORES DE EJE HORIZONTAL |
| ASESORA: JUANA MARIEL DÁVILA VILCHIS | TÍTULO DEL PLANO: |
| UNIDADES: MILÍMETROS | ASPA CON PERFIL NACA 2412 |

Apéndice III. Plano 2 - Escama de tiburón Mako



| | |
|---|---|
| UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DEL ESTADO DE MÉXICO | TÍTULO DEL PROYECTO: |
| TESISTA: ROSALBA ARELLANO ROMERO | RUGOSIDADES BIOMIMÉTICAS DE TIBURÓN EN EL DISEÑO DE ÁLABES DE AEROGENERADORES DE EJE HORIZONTAL |
| ASESORA: JUANA MARIEL DÁVILA VILCHIS | TÍTULO DEL PLANO: |
| UNIDADES: MILÍMETROS | ESCAMA DE TIBURÓN MAKO |

